

К.Н.Палетин

ПРАКТИЧЕСКАЯ
АЭРОДИНАМИКА
ВЕРТОЛЕТА

КА-26



К. Н. ЛАЛЕТИН

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА Ка-26

Утверждено УУЗ МГА
в качестве учебного пособия
для училищ гражданской авиации



Москва «Транспорт» 1974

Практическая аэродинамика вертолета Ка-26. Лалетин К. Н. Изд-во «Транспорт», 1974, с. 1—192.

В книге излагается практическая аэродинамика вертолета Ка-26; основы аэродинамики несущего винта, балансировка, устойчивость и управляемость вертолета, установившиеся и неустойчивые режимы полета.

Особое внимание в книге уделяется вопросам летной эксплуатации вертолета, объяснению физических процессов, происходящих при выполнении различных режимов полета, особенностям пилотирования вертолетом. Подробно рассматриваются особые случаи в полете и разбираются специальные вопросы аэродинамики соосного вертолета.

Книга предназначена в качестве учебного пособия для слушателей летных училищ, пилотов учебно-тренировочных отрядов, школ высшей летной подготовки гражданской авиации. Она может быть использована летным и инженерно-техническим составом производственных подразделений.

Рис. 128, библи. 18.

ВВЕДЕНИЕ

Многоцелевой вертолет Ка-26 с двумя поршневыми невисотными двигателями М-14В-26 создан под руководством д-ра техн. наук Героя Социалистического Труда Н. И. Камова.

Максимальный взлетный вес вертолета, кг	3250
» вес коммерческой нагрузки, кг	900
Максимальное количество пассажиров	7
Максимальная расчетная скорость полета, км/ч	170
Скорость полета по расписанию, км/ч	125
Дальность полета с подвесными баками, км	850
Максимально допустимая высота полета, м	4000
Максимальная эксплуатационная перегрузка в летных случаях	3

Вертолет спроектирован по соосной схеме и представляет собой «четыре, опорное летающее шасси» с двухбалочной конструкцией фюзеляжа и Н-образным оперением. Каждый несущий винт состоит из трех стеклопластиковых лопастей. Мощность от двигателей передается на винты с помощью механической трансмиссии. Управление вертолетом осуществляется несущим винтом и рулями направления. Системы и оборудование вертолета позволяют выполнять полеты в простых и сложных метеоусловиях, днем и ночью.

Основными вариантами вертолета являются транспортный с подвесной грузопассажирской кабиной или грузовой платформой и сельскохозяйственный с аппаратурой опрыскивания или опыливания. К дополнительным вариантам вертолета Ка-26 относятся: лесопожарный, корабельный, геологоразведочный, аэрофото-съемочный, учебный, санитарный, вертолет-кран и некоторые другие.

Вертолет с успехом участвовал в международных авиационных салонах в Швеции и Японии. Вертолет демонстрировался в Москве, Париже, Турине, Ганновере, Беллунде, совершил демонстрационные полеты в Бельгию, Индию, Нидерланды, Пакистан и другие страны, эксплуатируется в Болгарии, Венгрии, Румынии, ГДР, ФРГ, Монголии. В 1966 г. он был удостоен золотой медали на международной выставке «Современные сельскохозяйственные машины и оборудование» в Москве.

Основные преимущества вертолета связаны с использованием соосного расположения несущих винтов [1], [3], [18].

Соосные несущие винты позволяют получить требуемую силу тяги при относительно небольшом диаметре несущей системы, так как хорошо используется ометаемая площадь, и нижний винт подсасывает добавочный воздух сбоку. Вертолет имеет относительно малые габариты, достаточно компактен, что упрощает его обслуживание, хранение, транспортировку, расширяет область применения. Малые габаритные размеры, уменьшая разнос масс, создают малые моменты инерции, поэтому у вертолета большие угловые скорости вращения и высокая маневренность. Отсутствие громоздкой хвостовой балки облегчает пилотирование на малых высотах, обеспечивает безопасность полета над пересеченной местностью и возможность выполнять авиационно-химические работы на малых скоростях и высотах, упрощает выполнение вынужденных посадок. Относительно короткий и легкий фюзеляж соосных вертолетов позволяет увеличить полезную нагрузку; хорошая обтекаемость планера — максимально снизить вредное сопротивление.

Исключение непроизводительных потерь на привод хвостового винта дает возможность уменьшить диаметр несущих винтов потому, что улучшается использование мощности двигателя. Уменьшение длины лопастей винтов приводит к уменьшению веса конструкции вертолета и увеличению коэффициента весовой отдачи (отношения полезной нагрузки к полетному весу). На основных вариантах применения вертолета Ка-26 удалось увеличить коэффициент весовой отдачи до 37% (против 31% у вертолета Ми-2).

Вращение несущих винтов в разные стороны с одинаковым числом оборотов позволяет считать соосную схему почти симметричной. Это позволяет получить относительную независимость в цепях системы управления и облегчает пилотирование вертолета. Упрощается переход на режим самовращения несущих винтов и обучение полетам на вертолете. Принципиально на соосном вертолете можно обеспечить меньший уровень вибраций, если нагрузки от винтов противоположны по фазе. Снижению уровня вибраций способствует и меньший диаметр несущих винтов, а также большее число лопастей.

Но так как идеальных конструктивных схем не существует, то конструкторы, занимаясь соосными вертолетами, столкнулись с целым рядом проблем. Для безопасной эксплуатации соосных вертолетов следует исключить опасное сближение лопастей, что особенно сложно при их шарнирном креплении. Увеличение разнеса винтов удлиняет вал и утяжеляет конструкцию, существенно увеличивает высоту вертолета. При высоком расположении несущей системы, центра тяжести вертолета, упругом вале винта и шарнирном креплении лопастей усложняется решение проблемы земного резонанса. Некоторые особенности имеет и флаттер лопастей. На соосных вертолетах трудно устранить обратные вибрации. Наличие двух соосных валов, проходящих один в другом, осуществление всех функций управления с помощью несущего винта усложняют конструкцию вертолета, вызывают увеличение веса конструкции, удорожание производства и эксплуатации. Нижний несущий винт, работающий в потоке верхнего винта, имеет меньшую эффективность, и поэтому коэффициент полезного действия несущей системы меньше, чем у других двухвинтовых вертолетов. На соосных вертолетах сложнее обеспечить также путевую устойчивость из-за короткого фюзеляжа.

Эксплуатация соосных вертолетов в Советском Союзе показала, что конструкторский коллектив, возглавляемый Н. И. Камовым, успешно преодолел трудности, стоявшие при их создании. Теперь создан универсальный вертолет Ка-26, который выгодно отличается от серийных советских и зарубежных вертолетов данного класса.

Глава I ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА И ПЛАНЕРА ВЕРТОЛЕТА

§ 1. ОБРАЗОВАНИЕ ТЯГИ ВИНТА

Общие сведения о воздушных винтах и потоках. Воздушные винты в основном предназначены для преобразования крутящего момента от вала двигателя в аэродинамическую силу. Пропеллеры (гребные воздушные винты) используют свою аэродинамическую силу для поступательного движения летательного аппарата. Несущие винты (роторы) в основном предназначены для создания подъемной силы, но могут использоваться и для создания движущей (пропульсивной) силы и выполнять функции управления. Воздушные винты, выполненные в виде осевых лопаточных машин, используются как вентиляторы, контрвинты (спрямляющие аппараты), ветряные двигатели, роторы компрессоров, газовых турбин и т. д.

На вертолетах применяются несущие винты, которые должны удовлетворять требованиям аэродинамики, прочности, жесткости, производства, эксплуатации и надежности. Большинство из этих требований входит в противоречие друг с другом, и поэтому создать несущий винт трудно.

Основными аэродинамическими требованиями к несущим винтам являются: обеспечение требуемой аэродинамической силы на всех режимах полета, получение возможно большего к. п. д. и возможно меньшей неравномерности нагрузок, отсутствие неустойчивости движений лопастей и опасных явлений в полете, небольшие шарнирные моменты.

Многообразие функций, выполняемых несущим винтом, и требований, предъявляемых к нему, усложняют его конструкцию. Существует несколько теорий, объясняющих работу несущих винтов. Наиболее простой является теория идеального винта, разработанная русскими учеными еще в начале XX в. Работу реальных винтов объясняют две теории: классическая и вихревая. Относительно подробно теории несущего винта и его работа разбираются в курсах аэродинамики вертолета [2, 4, 5, 7, 11, 14], поэтому в этой главе будут разобраны лишь некоторые узловые вопросы.

Для облегчения анализа работы несущего винта различают несколько режимов его работы в зависимости от направления набегающего воздушного потока. Ориентацию воздушного потока относительно винта характеризует конструктивный угол атаки α_k , т. е. угол, заключенный между вектором невозмущенного воздушного потока и конструктивной плоскостью вращения винта.

За конструктивную плоскость вращения обычно принимают плоскость, перпендикулярную оси несущего винта и проходящую через середину втулки или по осям горизонтальных шарниров. У винтов с шарнирным креплением лопастей иногда за характерную плоскость удобнее брать плоскость вращения концов лопастей.

Если конструктивный угол атаки равен нулю, то набегающий воздушный поток называют плоским, а режим работы винта — режимом плоского (бокового) обтекания. Режим плоского обтекания может возникнуть при висении под действием ветра. Если конструктивный угол атаки равен по абсолютной величине 90° , то воздушный поток называют осевым (прямым), а режим работы винта —

режимом осевого обтекания. Осевое обтекание может возникнуть при висении и вертикальных режимах полета. Но наиболее общий случай обтекания, когда поток направлен к плоскости вращения под произвольным углом. Этот режим обтекания характерен для большинства режимов полета вертолета и называется режимом косого обтекания. Невозмущенный воздушный поток также называют косым.

Если невозмущенный воздушный поток набегаем на плоскость вращения сверху, то углы атаки винта считаются отрицательными. Если же поток подходит к плоскости вращения снизу, то углы атаки положительные. Работа несущего винта на положительных углах атаки, когда винт получает энергию не от двигателя, а от воздушного потока, рассмотрена в гл. VII.

В некоторых случаях при снижении с работающими двигателями вокруг несущего винта может возникнуть циркуляция воздушного потока. Подобный режим, называемый вихревым кольцом, вместе с режимом самовращения разобран в главе «Особые случаи в полете». В этой главе проанализированы осевое и плоское обтекания, так как косой поток можно условно считать состоящим из плоского и прямого.

Тяга идеального несущего винта в прямом потоке. Физический смысл образования аэродинамической силы винта наиболее просто объясняется импульсной теорией идеального винта.

Идеальным винтом называют винт, работающий без потерь; у такого винта вся подводимая к нему мощность расходуется только на создание полезной аэродинамической силы. Если идеальный винт обтекается осевым потоком, то спектр обтекания симметричен, и аэродинамическая сила, возникающая в результате взаимодействия винта с воздухом, является силой тяги, так как направлена она вдоль оси винта.

Дополнительная скорость, получаемая воздушным потоком в результате взаимодействия с несущим винтом, называется индуктивной скоростью V_i . Индуктивную скорость в плоскости вращения винта называют индуктивной скоростью подсоса V_{i1} , индуктивную скорость за винтом называют индуктивной скоростью отбрасывания V_{i2} . Индуктивные скорости, сообщаемые винтом воздушному потоку, увеличивают скорость потока, потому что винт подводит потоку дополнительную энергию от двигателя. Сила, ускоряющая воздушный поток, может быть определена по второму закону механики, т. е. $P = Mj$. А из третьего закона механики следует, что с какой силой винт действует на воздух, с такой же силой воздух действует на винт. Поэтому тяга винта может быть подсчитана как реактивная сила $T = P = Mj$.

Секундная масса воздуха $\left(\frac{M}{t}\right)$, взаимодействующего с несущим винтом, возрастает при увеличении площади F , ометаемой винтом, массовой плотности ρ и скорости воздушного потока в плоскости вращения $V_1 = V_\infty + V_i$, а на режиме висения $V_1 = V_i$ и ускорение воздушного потока определяется как разность скоростей за винтом и до винта. Следовательно, $j = \frac{V_{i2}}{t}$. Тяга винта на режиме висения может быть определена как

$$T = Mj = \frac{MV_{i2}}{t} = \rho F V_i V_{i2}.$$

Если же рассмотреть баланс кинетической энергии воздушного потока, то нетрудно установить, что индуктивная скорость отбрасывания в два раза больше индуктивной скорости подсоса. Действительно, работа силы тяги в единицу времени равна разности кинетических энергий секундных масс воздушного потока за винтом и до винта. На режиме висения это может быть записано как

$$TV_i = \frac{mV_{i2}^2}{2} \text{ или } mV_{i2} = \frac{mV_{i2}}{2}, \text{ и поэтому } V_i = \frac{V_{i2}}{2}. \text{ Формула силы тяги идеального винта на режиме висения принимает вид } T = 2\rho F V_i^2.$$

Если же задана тяга винта, то потребная индуктивная скорость равна

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}}, \text{ и мощность, потребная для создания индуктивного потока,}$$

индуктивная мощность $N_i = TV_i$.

Можно было бы повторить те же рассуждения и для режима вертикального подъема или спуска (в пределах применимости теории) и получить аналогичные результаты. Отличие будет заключаться лишь в величине массы воздуха, взаимодействующего с винтом. При подъеме секундная масса воздуха будет увеличиваться, а при спуске уменьшаться. В соответствии с этим при постоянной индуктивной скорости тяга при подъеме должна увеличиваться, а при спуске уменьшаться.

Теория активного диска. Винт, как любая машина, работает с определенными потерями. При анализе работы идеального винта предполагалось, что индуктивный поток по ометаемой поверхности равномерен. В действительности же скорость индуктивного потока изменяется и по длине лопасти вследствие различных условий работы ее элементов, и по ометаемой поверхности вследствие конечного числа лопастей, и вдоль вала винта при влиянии на струю вязкости воздуха. Кроме того, под воздействием вращающегося винта индуктивный поток закручивается, а неравномерность воздушного потока создает дополнительное закручивание потока за винтом, и индуктивная скорость не направлена вдоль оси винта, т. е. появляются так называемые тангенциальные составляющие. Если же учесть, что подвод винтом к струе дополнительной энергии приводит к увеличению статического давления под винтом, то будет понятно образование на концах лопастей вихревых жгутов вследствие перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю. Часть ометаемой винтом площади исключается из создания силы тяги в результате того, что лопасть имеет длину, меньшую радиуса ометаемого круга, так как в центральной части винта установлена втулка и размещаются агрегаты управления. Дополнительные затраты энергии у реального винта потребуются и на определение профильного сопротивления лопастей.

Но теорию идеального винта все же можно применить к реальному винту, если потери последнего учесть при создании силы тяги с помощью некоторого коэффициента, а за характерную индуктивную скорость принять некоторую ее «среднюю» величину.

Импульсную теорию идеального винта в применении к реальному винту иногда называют теорией активного диска. При этом площадь, участвующую в создании силы тяги реального винта, называют эффективной площадью. Процессы образования силы тяги у реального винта с некоторой эффективной площадью и у идеального винта с такой же ометаемой поверхностью условно можно считать аналогичными подобным процессам идеального винта.

Эффективную площадь реального винта или эквивалентную ей площадь идеального винта принято выражать через площадь, ометаемую реальным винтом, и коэффициент потерь κ . Таким обра-

зом, тяга реального винта может быть определена как

$$F_{\text{эфф}} = F_{\kappa},$$

$T = 2\rho F_{\kappa} V_{i_{\text{ср}}}^2$. Или, если известна требуемая величина силы тяги, можно определить среднюю потребную индуктивную скорость $V_{i_{\text{ср}}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F_{\kappa}}}$ и индуктивную мощность $N_i = T V_{i_{\text{ср}}}$.

Но мощность, потребная реальному винту для создания такого же индуктивного потока, как и у идеального винта, будет больше, потому что существуют непроизводительные потери. Основную часть этих потерь составляют потери на преодоление профильного сопротивления лопастей. Дополнительная мощность, потребная реальному винту для создания такой же силы тяги, как и у идеального, называется *профильной*.

Если оси нескольких винтов находятся относительно друг друга на достаточно большом расстоянии, то можно их тягу и потребную мощность рассчитывать как произведение тяги или мощности одного винта на их число. Но если винты работают вблизи друг друга, то они оказывают взаимное влияние. Так, если рассмотреть работу в осевом потоке соосных винтов, то нижний винт будет создавать в плоскости вращения верхнего винта индуктивный поток со скоростью $\kappa_1 V_{i_{\text{н}}}$, а верхний винт будет создавать в плоскости вращения нижнего индуктивный поток со скоростью $\kappa_2 V_{i_{\text{в}}}$.

Так как верхний винт находится в зоне подсосывания нижнего, то $\kappa_1 < 1$. Нижний же винт находится в зоне отбрасывания индуктивного потока верхним винтом, поэтому $\kappa_2 > 1$. В условиях идеального потока и бесконечного разнеса винтов по оси $\kappa_1 = 0$, а $\kappa_2 = 2$. В обычных же условиях $0 < \kappa_1 < 1$ и $1 < \kappa_2 < 2$.

Если относительное расстояние между винтами $\frac{h}{R} \geq 0,1$, то, по данным экспериментов, можно считать с достаточной степенью точности для принципиального анализа, что нижний винт не влияет на работу верхнего винта, т. е. $\kappa_1 \approx 0$. При этом концы лопастей нижнего винта будут работать в таких же условиях, как верхнего, потому что струя индуктивного ускоренного потока от верхнего винта сужается, как и у одиночного винта. Подобные условия работы приводят к увеличению эффективной площади соосных винтов, но не в 2 раза, как можно предположить, а на меньшую величину, потому что центральная часть нижнего винта работает в режиме пропеллера и имеет пониженную эффективность.

Увеличение эффективной площади и массового расхода воздуха можно использовать для уменьшения потребной индуктивной скорости и индуктивной мощности.

При постоянной подводимой мощности тяга соосного вертолета будет больше, чем тяга одновинтового вертолета. Относительно

двухвинтовой схемы с разнесенными винтами взаимное влияние винтов соосного вертолета приводит при постоянной требуемой тяге к увеличению потребной мощности.

§ 2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА

Теория элемента лопасти. Теория активного диска устанавливает лишь связь между величиной тяги винта и массовым секундным расходом воздуха. При этом истинные значения индуктивных скоростей по омегаемой поверхности неизвестны, а массовый расход определяется их средней величиной.

Для нахождения истинных значений индуктивных скоростей и выявления влияния их на величину тяги и потребной мощности винта Н. Е. Жуковским была предложена строгая вихревая теория. По этой теории реально существующие лопасти создают аэродинамические силы аналогично крылу конечного размаха. Как и крыло лопасти в расчетах заменяются присоединенными вихрями, и с концов лопастей, как и у крыльев, сбегают свободные вихри. Но если крыло движется поступательно и свободные вихри можно считать прямолинейными, то у винта концевой вихрь расположен по винтовой линии, потому что именно так движется конец лопасти. Центральный же вихревой шнур условно можно считать прямолинейным, так как окружные скорости в центральной части винта невелики. По величине циркуляции вихрей подсчитываются индуктивные скорости у различных элементов лопастей, а затем определяются погонные нагрузки лопастей и аэродинамические силы винта.

Вихревая теория несущего винта является наиболее точной, но при анализе работы отдельных элементов лопастей можно воспользоваться и более простой классической теорией. По этой теории распределение индуктивных скоростей задается с учетом осредненной величины индуктивной скорости, определенной в теории активного диска. А по величине индуктивных скоростей находят истинные углы атаки и аэродинамические силы отдельных элементов лопастей.

Упрощенную классическую теорию несущего винта называют теорией элемента лопасти. В этой теории лопасть считается состоящей из бесконечного числа отдельных элементов, работа которых аналогична работе профилей крыла. Образуется элемент лопасти при сечении ее двумя цилиндрическими поверхностями, радиусы которых отличаются друг от друга на бесконечно малую величину. Построение элемента лопасти двумя цилиндрическими поверхностями учитывает вращательное движение элемента. Бесконечно малая толщина элемента позволяет считать в пределах одного элемента скоростной напор постоянным, хотя по размаху лопасти скоростной напор в зависимости от окружной скорости ωr изменяется, и у концевых элементов он больше, чем у корневых.

Для оценки различий в работе отдельных элементов лопасти вводят понятие относительного радиуса \bar{r} , представляющего собой отношение радиуса элемента лопасти к радиусу винта: $\bar{r} = \frac{r}{R}$. Положение отдельных элементов лопасти

относительно плоскости вращения определяют углом установки φ . Под углом установки понимают угол между конструктивной плоскостью вращения и хордой элемента лопасти. Положение элемента лопасти относительно суммарного воздушного потока задают углом атаки α , а положение потока относительно плоскости вращения — углом притекания. Характерные углы элемента лопасти показаны на рис. 1.

Угол атаки зависит от величины угла установки и угла притекания $\alpha = \varphi - \beta^*$. Чем больше угол установки и меньше угол притекания, тем больше угол атаки элемента. Величи-

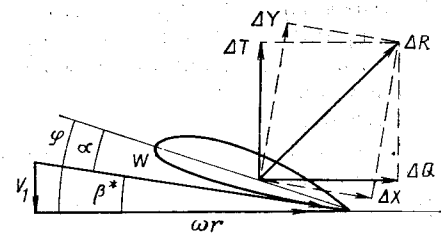


Рис. 1. Характерные скорости, углы и силы элемента лопасти в прямом потоке

на угла притекания зависит от величины осевого и окружного потоков элемента лопасти. Осевая скорость V_1 складывается из воздушного потока от поступательного перемещения V_y и осевой составляющей индуктивной скорости V_i : $V_1 = V_i \pm \pm V_y$.

Величину угла притекания иногда характеризуют коэффициентом протекания λ . Коэффициентом протекания называют отношение скорости осевого потока элемента к окружной скорости концевой элемента лопасти $\lambda = \frac{V_1}{\omega R}$. Увеличение скорости осевого потока и уменьшение числа оборотов

винта приводят к увеличению коэффициента протекания и угла притекания, а поэтому угол атаки элемента лопасти при постоянном угле установки уменьшается.

Величина угла атаки элемента лопасти, как и профиля, определяет величину и направление аэродинамической силы ΔR . При образовавшемся несимметричном обтекании аэродинамическая сила элемента лопасти может быть разложена относительно суммарного воздушного потока на подъемную силу ΔY и силу сопротивления ΔX . Но для анализа воздействия воздушного потока на несущий винт удобнее раскладывать аэродинамическую силу ΔR в связанной системе координат на силу тяги ΔT и силу сопротивления вращению ΔQ .

Величина элементарной аэродинамической силы может быть определена по основному закону сопротивления воздуха:

$$\Delta R = c_R \frac{\rho W^2}{2} \Delta S.$$

Аналогично могут быть определены с использованием коэффициентов и ее составляющие ΔY , ΔX , ΔT , ΔQ . Найдя элементарные силы тяги и силы сопротивления вращению отдельных элементов, можно определить погонные нагрузки на лопасть в плоскости вращения и в вертикальной плоскости. Просуммировав элементарные силы тяги и силы сопротивления вращению, можно определить величину сил тяги и сопротивления вращению отдельных лопастей:

$$T_d = \Sigma \Delta T \text{ и } Q_d = \Sigma \Delta Q.$$

Точку приложения аэродинамических сил лопасти называют центром давления. Элемент лопасти и радиус, на которых расположен центр давления лопасти, обычно называют характерными или эффективными, а индуктивную скорость в этом сечении — характеристической. Но так как центр давления лопасти смещен относительно оси вращения к консоли, то сила сопротивления вращению образует момент сопротивления вращению $M_{вр} = Q_d r_{цд}$.

У отдельного винта силу тяги и момент сопротивления вращению условно можно определить суммированием тяг и моментов сопротивления вращению его лопастей с учетом их взаимного влияния. Аналогичным образом можно найти тягу и момент сопротивления вращению соосных винтов. Но в аэродинамике принято выражать аэродинамические силы и моменты по формулам основного закона сопротивления воздуха. При этом в аэродинамике несущего винта за характерный скоростной напор принят скоростной напор от окружной скорости вращения концевой элемента лопасти. Характерной площадью является площадь, ометаемая винтом, потому что вследствие инертности воздуха и относительно большой угловой скорости вращения в создании силы тяги и у реального винта участвует масса воздуха по всей поверхности. За характерное плечо при определении момента принимается радиус винта.

И поэтому

$$T = c_T \frac{\rho (\omega R)^2}{2} F \text{ и}$$

$$M_{вр} = m_k \frac{\rho (\omega R)^2}{2} FR.$$

У вертолета Ка-26 $F = 132,7 \text{ м}^2$, $R = 6,5 \text{ м}$.

Для поддержания постоянного числа оборотов винта момент сопротивления вращению и крутящий момент должны быть равны.

Основные геометрические и аэродинамические характеристики винта. Для выравнивания поля погонных нагрузок лопасти, уменьшения момента сопротивления вращению и улучшения других аэродинамических и прочностных характеристик на лопастях применяют геометрическую и аэродинамическую крутку и подбирают специальную форму лопасти в плане. Под аэродинамической круткой понимают набор лопасти из различных профилей. Геометрическая крутка — это расположение хорд элементов в разных плоскостях относительно плоскости вращения. Обычно величину геометрической крутки лопасти выражают как разность углов установки корневого и концевой элементов.

Лопасты вертолета Ка-26 имеют расчетную геометрическую крутку $11^\circ 6'$. Но для отдельных элементов лопастей геометрическую крутку задают как разность углов установки рассматриваемого и эффективного элементов. На лопастях винтов вертолета Ка-26 геометрическая крутка нелинейная, и ее величина при выбранной форме в плане подобрана для обеспечения оптимальных характеристик.

Лопасты винтов имеют трапецевидную форму в плане с расчетным сужением 2,42. Хорда эффективного сечения на относительном радиусе 0,7 равна 250 мм, концевая хорда — 175 мм, у корневого сечения лопасти ($\bar{r} = 0,2$) 350 мм. Лопасты скомпонованы из профилей серии NACA-230, у которых относительная кривизна 2%, удаление максимальной кривизны от передней кромки 15% хорды. Относительная толщина \bar{c} профилей различается так: при $\bar{r} = 0,2$ $\bar{c} = 15\%$, при $\bar{r} = 0,3$ $\bar{c} = 12,4\%$, а при $\bar{r} = 0,4 \div 1,0$ $\bar{c} = 12\%$.

Аэродинамические характеристики профиля NACA-230-12, установленного на консоли лопасти, для двух чисел Маха изображены на рис. 2.

Используя подобные зависимости для различных профилей и зная истинные углы атаки, можно по теории элемента лопасти подсчитать характерные аэродинамические коэффициенты несущего винта c_T и m_k . Обычно величины коэффициентов c_T и m_k для несущего винта задают как функции угла установки лопастей расчетного сечения. Для вертолета Ка-26 минимальные расчетные углы установки лопастей верхнего винта $14^\circ \pm 15'$, а нижнего $16^\circ \pm 15'$. Увеличение углов установки нижнего винта относительно верхнего позволяет несколько улучшить его эффективность, но не вызывает выравнивания аэродинамических характеристик винтов.

Применение на лопастях осевых шарниров позволяет увеличить углы установки и верхнего, и нижнего винтов. А система управления обеспечивает как одновременное, так и раздельное увеличение

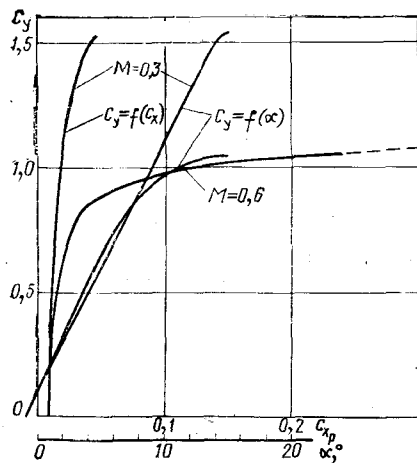


Рис. 2. Аэродинамические характеристики профиля NACA-230-12, $Re=20 \cdot 10^6 M$

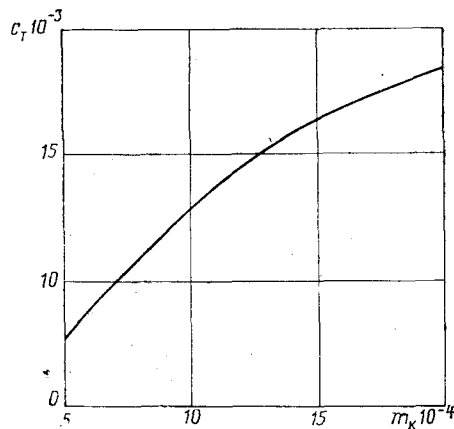


Рис. 3. Характеристика несущего винта Н-1 на режиме висения

углов установки лопастей. При анализе аэродинамических характеристик соосного винта рассматривается общее изменение углов установки лопастей на одну и ту же величину. При этом диапазон изменения углов установки лопастей вертолета Ка-26 от минимального до максимального 15° .

График, показывающий зависимость коэффициента тяги несущего винта от коэффициента крутящего момента, называют характеристикой или полярной несущего винта. Характеристика соосного несущего винта Н-1 представлена на рис. 3. Характеристика получена расчетом на электронно-вычислительной машине М-20 для окружной скорости концевой элемента лопасти 200 м/сек , что соответствует числу $M=0,59$.

В тех случаях, когда нет надежных расчетных данных, используют характеристику несущего винта, получаемую при испытаниях натурного винта на специальном стенде. По своей характеристике соосный винт становится эквивалентным некоторому одиночному винту, поэтому, используя характеристику несущего винта, можно определить по формулам теории элемента лопасти (стр. 11) развиваемую винтом тягу, потребный крутящий момент и потребную мощность, т. е. $N=M_{кр}\omega$.

Применяя теорию активного диска и теорию элемента лопасти, можно определить среднюю величину индуктивной скорости:

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho F \chi}} = \sqrt{\frac{c_{тр}(\omega R)^2 F}{2 \cdot 2\rho F \chi}} = 0,5 \sqrt{c_{тр} \omega R} \quad (\text{потери реального винта учтены коэффициентом } \chi).$$

У вертолета Ка-26 с максимальным расчетным весом на режиме висения средняя индуктивная скорость примерно 10 м/сек . По

величине средней индуктивной скорости можно определить секундный расход воздуха через винт: $m = \rho F V_{i \text{ ср}}$.

Важным параметром, характеризующим работу винта и позволяющим упростить ряд аэродинамических формул, является удельная нагрузка на ометаемую поверхность $p = \frac{T}{F}$. В тех случаях,

когда величина тяги равна полетному весу, считают, что $p = \frac{G}{F}$.

Для вертолета Ка-26 при тяге винта 3250 кг $p=24,5 \text{ кг/м}^2$.

Аэродинамические и прочностные характеристики несущего винта существенно зависят от коэффициента заполнения и числа лопастей. На вертолете Ка-26 каждый винт имеет по три лопасти. Причем лопасти каждого из них взаимозаменяемы, так как их характеристики одинаковы. Но лопасти нижнего винта отличаются от верхнего конфигурацией, количеством хвостовых секций и положением центра тяжести.

Отношение площади лопастей к площади, ометаемой винтом, называют коэффициентом заполнения σ . Для вертолета Ка-26 с двумя винтами $\sigma=0,0735$.

Основные кинематические и массовые характеристики винта. Иногда, характеризуя работу винта, используют по аналогии с воздушными винтами самолетов понятия шаг (поступь) и скольжение. Понятие шага часто отождествляют с величиной угла установки, потому что геометрический шаг можно определить как $H = 2\pi r \tan \varphi$. Геометрический шаг эффективного сечения элемента лопасти, называемый номинальным, и будет характеризовать работу винта. Но действительный шаг (поступь) будет меньше на величину скольжения винта в воздухе. На всех режимах полета с работающими двигателями поступь винта положительна. Величина ее зависит от числа оборотов несущих винтов, которые определяются требованиями аэродинамики и прочности.

В эксплуатации информацию о числе оборотов винтов и двигателей пилот получает по унифицированному тахометру в процентах. 100% по тахометру соответствуют 2917 об/мин коленчатого вала двигателя, или 306 об/мин несущих винтов, что обеспечивается установкой редуктора двигателя со степенью редукции 0,309 и главного редуктора со степенью редукции 0,34. Допустимый диапазон оборотов в эксплуатации 86—96%.

Число оборотов несущих винтов и соответствующие им окружные скорости концов лопастей практически обеспечивают на эксплуатационных режимах полета отсутствие волнового кризиса лопастей. При минимально допустимых числах оборотов несущих винтов получается минимальный расход топлива, приемлемая эффективность управления и сохраняется достаточный момент инерции лопастей, обеспечивающий безопасный переход на режим самовращения несущих винтов при отказе двигателя. Но при малых числах оборотов увеличиваются неравномерность потока по ометаемой поверхности и уровень вибраций. Особенно возрастает уровень вибраций и нагрузки на агрегаты конструкции при больших скоростях полета. Наиболее значительные нагрузки будут при уменьшении чисел оборотов до 75%, т. е. ниже эксплуатационных.

Увеличение числа оборотов до 90% приводит к уменьшению вибраций и нагрузок на агрегаты, а в диапазоне чисел оборотов

90—102% нагрузки остаются практически неизменными. По этим причинам для повышения надежности эксплуатации вертолета Ка-26 длительные полеты должны производиться при числах оборотов несущих винтов не ниже 86%. При дальнейшем увеличении числа оборотов существенно возрастают центробежные силы лопастей и пр.

Величина центробежной силы, определяющая нагрузку на лопасть, определяется по формуле

$$F_{ц.б} = \frac{G_{л}\omega^2 r_{ц.т.}}{g},$$

где $G_{л}$ — вес лопасти; ω — угловая скорость вращения винта; $r_{ц.т.}$ — расстояние центра тяжести от оси вращения винта.

У вертолета Ка-26 вес верхних лопастей 26 кГ, нижних — 25,38 кГ; статический момент, создаваемый верхней лопастью относительно оси вращения, — 76,86 кГм, а нижней — 76,17 кГм, поэтому у верхнего винта $r_{ц.т.}=2956$ мм, а у нижнего $r_{ц.т.}=3001$ мм.

Несущие винты вращаются с одинаковым числом оборотов. И хотя удаление центра тяжести у нижней лопасти от оси вращения больше, чем у верхней, большая масса верхней лопасти определяет у нее большую центробежную силу: $F_{ц.б_v}=7419$ кГ, $F_{ц.б_n}=7359$ кГ.

Масса лопастей не только определяет величину центробежных сил, моменты инерции лопастей и запас времени для перехода на режим самовращения. При шарнирном креплении лопастей масса лопасти влияет и на характер маховых движений. Обычно при анализе динамики движения лопастей масса лопасти задается массовой характеристикой, которая устанавливает соотношение между аэродинамическими и массовыми силами, а ее величину определяют формулой

$$\gamma = \frac{c_y^a b_{0,7} R^4}{2I_{Г.ш}},$$

где c_y^a — угол наклона кривой коэффициента подъемной силы профиля (элемента) по углу атаки (см. рис. 2); $b_{0,7}$ — хорда эффективного элемента лопасти; ρ — плотность воздуха; R — радиус несущего винта; $I_{Г.ш}$ — момент инерции лопасти относительно горизонтального шарнира, представляющий собой сумму

$$\text{моментов инерции отдельных элементов } I_{Г.ш} = \sum_0^R \frac{G_{эл}}{g} r^2.$$

Следовательно, массовая характеристика зависит от весового заполнения лопасти, и ее значение уменьшается при увеличении веса элементов лопасти и росте «весомости» концевых элементов.

От весового заполнения лопасти в некоторой мере зависит и ее жесткость, которая влияет на истинные углы атаки элементов, управляемость, уровень вибраций, прочность вертолета и другие характеристики. На вертолете Ка-26 лопасти винтов относительно гибкие. Собственный прогиб на стоянке до 480 мм. При этом расстояние от лопасти нижнего винта до земли при максимальном угле установки впереди вертолета 1275 мм, а сзади — 2490 мм.

§ 3. РАБОТА ЖЕСТКОГО ВИНТА В ПЛОСКОМ ПОТОКЕ И УСТАНОВКА ШАРНИРОВ

Тяга винта в плоском или косом потоке определяется по импульсной теории. При этом можно воспользоваться теорией индукции, согласно которой не имеет значения форма несущей поверхности в плане, а поэтому безразлично взаимодействует ли с воздухом крыло или несущий винт. Для крыла же было показано, что возникновение подъемной силы можно рассматривать как следствие отклонения им вниз некоторой струи воздуха.

Из теории индукции известно, что несущая поверхность взаимодействует со струей воздуха, эффективное сечение которой равно по ширине размаху поверхности (например, размаху крыла или диаметру винта). Вихревая пелена от несущей системы движется сверху вниз как твердая пластинка. Это и позволяет заменить вихревую пелену от крыла или несущего винта эквивалентным потоком, движущимся на твердую пластинку снизу вверх, и по форме вихревой пелены подобрать сечение эквивалентной струи. Так, для моноплана или одного винта сечение струи получается равным кругу с диаметром, равным размаху системы (рис. 4).

У несущего винта площадь такого сечения получается равной площади, ометаемой винтом. Тогда, применяя теорию идеального винта, запишем $T=2\rho F V_i V_1$ (здесь V_1 — сумма индуктивной и поступательной скоростей) или же в применении к реальному винту $T=2\rho F V_i V_{i_{ср.}}$.

$$\text{откуда } V_{i_{ср.}} = \frac{T}{2\rho F \kappa V_1}.$$

Таким образом, можно определить по форме вихревой пелены сечение эквивалентной струи биплана или равноценного ему соосного винта. В этом случае увеличение площади эквивалентной струи за счет дополнительной несущей поверхности учитывается

$$\text{коэффициентом индукции } \kappa_{бипл}: F_c = \frac{F}{\kappa_{бипл}}.$$

Величина коэффициента индукции возрастает при уменьшении расстояния между винтами и для одного винта равна 1. Для вертолета Ка-26 при $\frac{h}{D}=0,09$, $\kappa_{бипл}=0,85$. Поэтому потребная индуктивная скорость по сравнению с одновинтовым вертолетом уменьшается и уменьшается индуктивная мощность (см. гл. V, § 1).

Обтекание лопастей винта. В плоском или косом потоке условия работы лопастей на различных частях ометаемой поверхности изменяются, и чтобы характеризовать различия в работе лопастей, вводят понятия азимутального положения. За нулевой азимут принимается такое положение лопасти, при котором ее продольная ось совпадает с направлением невозмущенного набегающего потока. Отсчет угла азимутального положения ведется по направлению вращения винта.

Если лопасть будет расположена в нулевом азимуте, то на образование ее подъемной силы будет в основном влиять скорость вращения. Плоский поток от поступательного перемещения винта относительно воздуха вызовет лишь дополнительное перемещение пограничного слоя лопасти к консоли. При расположении лопасти в произвольном азимуте на ее переднюю кромку, помимо окружного потока, будет действовать и часть потока от поступательного перемещения (рис. 5). Скоростной многоугольник элемента лопасти (см. рис. 1) принципиально не изменится, следует лишь изменить вектор скорости потока в плоскости вращения.

Математически суммарная скорость эффективного воздушного потока в плоскости вращения может быть записана как $V_{эфф} = \omega r + V \sin \psi$. А так как синус функция нечетная, то нетрудно представить, что при $\psi > 180^\circ$, когда поток от поступательного перемещения действует на лопасть со стороны задней кромки, эффективная скорость воздушного потока элемента лопасти уменьшится. При $\psi = 270^\circ \sin \psi = -1$ и поэтому поток, действующий на элемент, минимален, т. е. $V_{эфф} = \omega r - V$.

Если относительный радиус элемента лопасти или число оборотов винта невелики, то суммарный воздушный поток притекает к элементу с задней кромки и не участвует в создании подъемной силы. Увеличение же скорости поступательного перемещения и уменьшение числа оборотов винта приводят к началу обратного обтекания при $\psi = 270^\circ$ у элемента лопасти с большим относительным радиусом. Изменение азимута уменьшает абсолютную величину $\sin \psi$, и обтекание со стороны задней кромки начинается у элементов лопасти с меньшим относительным радиусом.

Если пренебречь перетеканиями пограничного слоя, то можно представить зону обратного обтекания в виде круга, касательного к оси несущего винта и линии направления невозмущенного набегающего потока (см. рис. 5), так как при $\psi = 0$ и $\psi = 180^\circ V_{эфф} = \omega r$ и при отсутствии срыва потока обратное обтекание должно отсутствовать.

Граница зоны обратного обтекания при $\psi = 270^\circ$ соответствует элементу лопасти, у которого $V_{эфф} = 0$, т. е. $\omega r = V$ или $\frac{r}{\omega} = \frac{V}{\omega}$. Но $\frac{r}{R} = \bar{r}$, и поэтому относительный радиус, характеризующий начало зоны обратного обтекания, определяется из выражения $\bar{r} = \frac{V}{\omega R}$.

Отношение скорости потока от поступательного перемещения к окружной скорости концевой элемента лопасти в аэродинамике несущего винта иногда называют характеристикой (коэффициентом) режима работы несущего винта $\mu = \frac{V}{\omega R}$.

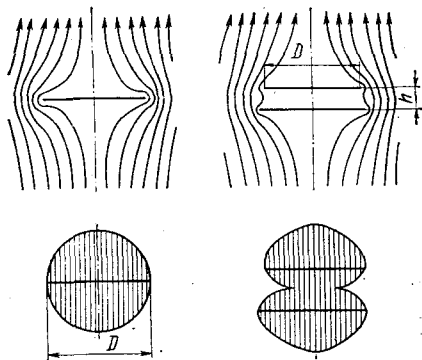


Рис. 4. Сечение эквивалентной струи одновинтового и соосного вертолетов

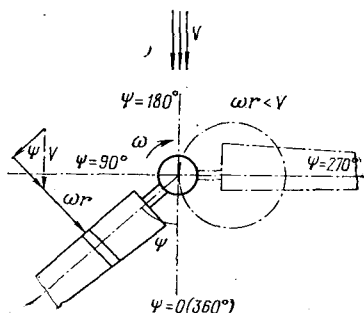


Рис. 5. Обтекание элемента лопасти в произвольном азимуте

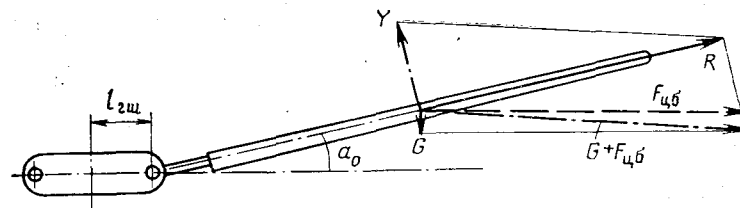


Рис. 6. Равновесие лопасти относительно горизонтального шарнира

Поэтому характеристика режима полета и определяет относительный радиус зоны обратного обтекания $\mu = \bar{r}$. В абсолютных же единицах $r = \bar{r}R = \mu R$, причем радиус элемента лопасти в данном случае и является диаметром зоны обратного обтекания. На вертолете Ка-26 при расчетной характеристике $\mu \leq 0,3$ зона обратного обтекания каждого винта должна иметь условный диаметр $d < 2$ м.

Неравномерное поле скоростей по ометаемой поверхности у каждого несущего винта создает на лопастях неравномерные аэродинамические нагрузки, увеличивает уровень вибраций, усталостные напряжения и уменьшает ресурс работы. Для достижения прочности и долговечности конструкции потребуются либо уменьшить напряжения, увеличив площади поперечных сечений узлов крепления, что обычно приводит к существенному увеличению веса, либо применить специальные материалы.

Работа несущего винта с шарнирным креплением лопастей в осевом потоке. Для уменьшения нагрузок и вибраций вертолетов еще Н. Е. Жуковским было предложено применить шарнирную подвеску лопастей, так как идеальный шарнир моментов не передает, а передает лишь перерезывающую силу. Установка на винтах горизонтального шарнира позволила лопасти отклоняться относительно плоскости вращения. Равновесное положение лопасти относительно горизонтального шарнира будет достигнуто лишь в случае, если сумма моментов, действующих на лопасть относительно горизонтального шарнира, будет равна нулю.

При установившемся движении на лопасть относительно оси горизонтального шарнира действуют три силы: подъемная (тяга), центробежная и вес лопасти. Следовательно, при условии равновесия лопасти $\Sigma M = M_y + M_{F_{эфф}} + M_G = 0$. Это же условие можно получить, если равнодействующая сил, действующих на лопасть, пройдет через ось горизонтального шарнира, т. е. $\Sigma M = Rx = 0$ при $x = 0$. Графически условие равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира изображено на рис. 6.

В действительности лопасть под действующими нагрузками несколько деформируется, но с достаточной степенью точности можно считать, что при вращении она будет описывать некоторый конус. Угол, заключенный между продольной осью лопасти и конструктивной плоскостью вращения, в прямом потоке, называется углом конусности.

Величина угла конусности при осевом обтекании будет вполне определенной и зависит от соотношения центробежной и подъемной сил и веса лопасти. Однако на эксплуатационных числах оборотов несущего винта сила веса лопасти оказывает незначительное влияние на угол конусности, так как ее величина намного меньше подъемной и центробежной сил.

При числе оборотов винта вертолета 96% сила веса лопасти верхнего и нижнего винтов соответственно меньше своей центробежной силы примерно в 285—290 раз. Подъемная сила лопасти верхнего или нижнего винтов с максимально допустимым весом вертолета меньше своей центробежной силы примерно в 12—15 раз. Но так как подъемная сила относительно мала по сравнению с центробежной силой, то углы конусности на максимально допустимых числах оборотов невелики и составляют примерно 4—5°.

Уменьшение подъемной силы лопастей при уменьшении углов установки и постоянном числе оборотов приведет к еще меньшим углам конусности лопастей. При уменьшении же числа оборотов винтов и сохранении подъемной силы лопастей (вследствие увеличения их углов установки) углы конусности увеличатся, потому что величина центробежной силы прямо пропорциональна числу оборотов. Кроме того, уменьшение числа оборотов и центробежных сил концевых элементов лопасти приводит к изгибу консолей лопастей вниз. Чтобы обеспечить безопасное расстояние от концов лопастей нижнего винта до планера вертолета установлен нижний упор горизонтального шарнира (ограничитель свеса, который относительно конструктивной плоскости вращения винта расположен под углом $3^{\circ},5$). Для уменьшения сближения лопастей верхнего и нижнего винтов на малых числах оборотов втулка верхнего винта имеет центробежные ограничители (упоры) свеса лопастей. При уменьшении числа оборотов несущего винта центробежные упоры свеса верхней втулки входят в зазор между вертикальным ограничителем и корпусом втулки, уменьшая свес лопасти. Начало входа центробежных ограничителей свеса соответствует числам оборотов винта $75,2-8,2\%$, а конец — $55,3^{+3,3}_{-1,6}\%$. При раскрутке несущего винта центробежные упоры свеса под действием центробежных сил грузов выходят из зазоров и не препятствуют маховому перемещению вниз лопасти верхнего винта. Начало выхода центробежных ограничителей свеса верхней втулки соответствует числу оборотов винта $55,3+3,3\%$, а конец — числу оборотов $75,2-6,5\%$. В этом случае значительному перемещению лопасти верхнего винта вниз препятствует упор, аналогичный втулке нижнего винта.

Как отмечалось ранее, геометрические и массовые характеристики лопастей верхнего или нижнего винта одинаковы, а при правильных регулировках углов установки одинаковы и аэродинамические силы. Если же силы, действующие на все лопасти одного комплекта, будут одинаковы, то будут одинаковы и углы конусности лопастей. Винт с одинаковыми углами конусности лопастей называют соконусным. В эксплуатации несоконусность лопастей недопустима, так как вызывает дополнительные вибрации, пульсации давлений в гидросистеме и т. д. Для достижения соконусности изменяют углы установки лопастей и используют отгиб триммерных пластин, расположенных между относительными радиусами 0,8 и 0,9.

При соконусности лопастей и нейтральном положении органов управления в осевом потоке ось конуса вращения винта будет совпадать с его конструктивной осью вращения. Следовательно, аэродинамическая сила винта, проходя по оси вращения конуса, в осевом потоке явится силой тяги. В плоскости вращения, как и у жесткого винта, будет действовать момент сопротивления вращению.

§ 4. РАБОТА ВИНТА С ШАРНИРНЫМ КРЕПЛЕНИЕМ ЛОПАСТЕЙ В ПЛОСКОМ ПОТОКЕ

Маховые движения лопастей. В зависимости от конструкции втулки, требований аэродинамики, динамики движения лопастей, прочности, устойчивости, управляемости вертолета горизонтальные шарниры лопастей могут быть либо совмещенными, либо разнесенными. Под разнесом горизонтальных шарниров понимают расстояние от оси вращения винта до оси горизонтального шарнира. На вертолете Ка-26 разнос горизонтальных шарниров 90 мм, что соответствует

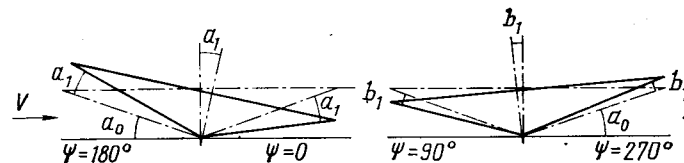


Рис. 7. Конус вращения винта в плоском потоке

1,385% радиуса винта. Поэтому при анализе динамики движения лопастей в плоском или косом потоке разнесом горизонтальных шарниров можно пренебречь и считать горизонтальные шарниры условно совмещенными.

Маховые движения лопастей возникают под действиями внешних возмущений. Такими возмущениями могут быть либо изменения скорости эффективного воздушного потока в плоскости вращения, либо изменения углов атаки элементов лопасти, а также отклонения органов управления. Так, если на вращающийся винт подействует плоский поток, то лопасть в азимуте 90° получит максимальный прирост скорости воздушного потока (см. § 3) и максимальный прирост подъемной силы. Если же пренебречь инерционными силами, то под действием дополнительного прироста подъемной силы лопасть начнет сразу же перемещаться вверх, вращаясь относительно горизонтального шарнира. Чем больше прирост подъемной силы и меньше демпфирование (гашение возмущенного движения), тем энергичнее будет отклонение лопасти от плоскости вращения вверх. Величина прироста подъемной силы будет зависеть от скорости плоского потока и аэродинамических характеристик элементов лопасти. Демпфирование же, называемое иногда аэродинамической компенсацией взмаха, определяется угловой скоростью махового движения лопасти. И чем быстрее перемещается лопасть вверх, тем больше уменьшаются углы атаки элементов лопасти и тем больше дополнительные аэродинамические силы и моменты, препятствующие перемещению.

Угол, образующийся между продольной осью лопасти и плоскостью вращения под действием внешнего возмущения, называют углом взмаха.

В азимуте 90° лопасть будет иметь максимальную скорость взмаха, а в азимуте 180° скорость взмаха будет равна нулю, так как плоский поток не создает дополнительной подъемной силы (рис. 7). Следовательно, наибольший угол взмаха соответствует азимуту 180° , а запаздывание в реакции лопасти на действие возмущающей силы составляет по азимуту 90° ($180-90$). При положении лопасти в азимуте 270° максимальная скорость взмаха направлена вниз вследствие уменьшения подъемной силы при вычитании скорости плоского потока из окружного. В азимуте 360° скорость взмаха отсутствует по той же причине, что и в азимуте 180° . Следовательно, в азимуте 360° лопасть будет опущена относительно своего исходного положения на максимальную величину вниз. Запаздывание в реакции лопасти на действие возмущающего импульса составит 90° ($360-270$).

Для винта с совмещенными горизонтальными шарнирами величина запаздывания в реакции лопасти на действие возмущающего импульса с учетом инерционных и демпфирующих сил также составляет 90° . И, следовательно, движение лопасти от изменения эффективной обдувки в азимутах 90 и 270° будет аналогичным отмеченному.

Но плоский поток изменяет не только эффективную обдувку элементов лопастей, но и их углы атаки. Так, у винтов с шарнирным креплением лопастей в азимуте 180° плоский поток набегае на лопасть снизу, увеличивая углы атаки элементов лопастей, а в азимуте 0 набегае сверху, уменьшая углы атаки. Поэтому в азимуте 180° лопасть получает дополнительный импульс на взмах вверх вследствие увеличения подъемной силы при увеличении угла атаки, и максимальный угол взмаха будет в азимуте 270° . В азимуте же 0 лопасть получает дополнительный импульс на взмах вниз вследствие уменьшения подъемной силы при уменьшении углов атаки элементов лопастей, и в азимуте 90° образуется минимальный угол взмаха.

При соконусности винта аналогично будут вести себя все лопасти и в результате конус вращения отклонится относительно потока назад и в сторону наступа-

ющей лопасти (см. рис. 7). Чем больше угол конусности лопастей (меньше массовая характеристика), тем больше боковой завал конуса вращения.

Движение лопасти по новому конусу относительно конструктивной плоскости вращения может быть записано уравнением угла взмаха. Изменение угла взмаха в зависимости от азимутального положения можно выразить с помощью ряда Фурье:

$$\beta_0 = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi.$$

Использование только коэффициентов a_0 , a_1 , b_1 дает возможность определить угол взмаха с точностью до 1° . При этом коэффициенты a_1 и b_1 характеризуют движение лопасти относительно угла конусности a_0 . А высшие гармоники a_2 , b_2 и т. д. определяют движение лопасти относительно конуса с коэффициентами a_1 и b_1 . Обычно высшие гармоники рассматривают при анализе вибраций и прочностных конструкций, а первые гармоники при анализе аэродинамических характеристик винта, устойчивости и управляемости вертолета.

Коэффициенты махового движения по первой гармонике a_1 и b_1 у конуса вращения могут быть выражены с помощью угла между осью вращения винта и осью конуса вращения (см. рис. 7), называемой аэродинамической осью.

Уменьшение углов атаки элементов у наступающих лопастей при взмахе вверх и увеличение у отступающих лопастей при взмахе вниз приводит к уменьшению неравномерности аэродинамических сил по ометаемой поверхности.

Установка вертикальных шарниров. Уменьшение неравномерности силы тяги и силы сопротивления вращению по ометаемой поверхности способствует понижению уровня вибраций, но в тоже время маховые движения лопастей приводят к появлению дополнительных периодических инерционных сил, так называемых сил Кориолиса. Образование сил Кориолиса объясняется законом сохранения вращательного момента: $M = Fr = \text{const}$, т. е. при уменьшении (увеличении) расстояния от центра масс (центра тяжести) вращающегося тела до оси вращения на тело действует дополнительная сила, увеличивающая (уменьшающая) угловую скорость вращения. Дополнительная инерционная сила, возникающая в результате вращательного и поступательного движения центра тяжести, и называется силой Кориолиса. Таким образом, силы Кориолиса при взмахе лопасти вверх будут стремиться сместить ее по направлению вращения, а при движении лопасти к плоскости вращения силы Кориолиса будут стремиться сместить лопасть против направления вращения. Знакопеременные силы в плоскости вращения винта снова вызовут повышенные вибрации вертолета и повысят напряжения в конструкции.

Разгрузка узлов крепления лопасти от знакопеременных изгибающих моментов в плоскости вращения может быть выполнена с помощью вертикального шарнира. Вертикальные шарниры применяются только разнесенными, так как при совмещенном вертикальном шарнире на вертолетах невозможно было бы передать к несущему винту крутящий момент от двигателей, размещенных на планере. Разнос вертикальных шарниров определяется динамикой движения лопастей и прочностью конструкции.

Лопасты находятся в равновесии в том случае, если сумма моментов, действующих в плоскости вращения, относительно вертикального шарнира равна нулю. Это условие выполнимо, если равнодействующая сил, действующих на лопасть, пройдет через ось вертикального шарнира, т. е. $\sum M = Rx = 0$ при $x = 0$.

Графически условие равновесия лопасти относительно вертикального шарнира в осевом потоке при постоянном числе оборотов изображено на рис. 8.

Угол, заключенный между продольной осью лопасти и перпендикуляром к оси горизонтального шарнира, называют углом отставания.

Если лопасть работает в плоском или косом потоке, то под воздействием периодических инерционных сил и изменяющейся силы сопротивления вращению она станет совершать колебания. И чем меньше разнос вертикальных шарниров, тем больше будет амплитуда колебаний. На вертолете Ка-26 разнос вертикальных шарниров равен 350 мм, что составляет 5,38% радиуса винта. Аэродинамическое демпфирование колебаний в плоскости вращения весьма незначительно, и чтобы не вызвать большой амплитуды колебаний лопасти относительно вертикального шарнира, устанавливают гидродемпферы. Максимальная величина момента демпфера на вертолете Ка-26 составляет 35—38,5 кгм. Кроме того, на вертикальном

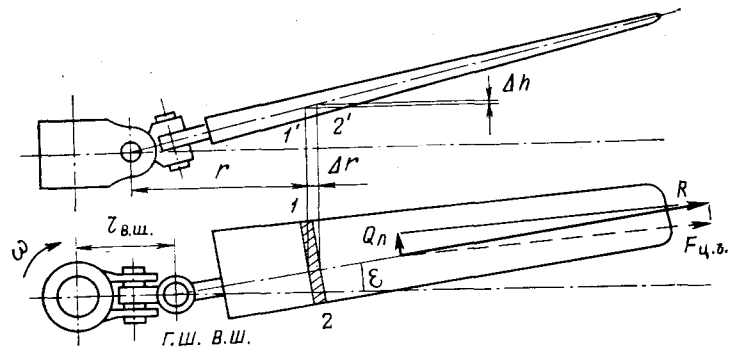


Рис. 8. Равновесие лопасти относительно вертикального шарнира в прямом потоке

шарнире установлены упоры, которые допускают максимальный угол отклонения лопасти вперед (по вращению) на $1^\circ 45'$, а назад (против вращения) на $11^\circ 15'$.

Установка упоров вертикальных шарниров и демпфирование колебаний становятся особенно необходимыми при отсутствии регулятора взмаха, потому что при некоторых конструкциях втулки колебания лопасти относительно вертикального шарнира вызывают дополнительные маховые движения лопастей и возможно появление неустойчивости маховых движений. Неустойчивость маховых движений лопастей в этом случае вызывается тем, что при наличии угла отставания (см. рис. 8) продольная ось лопасти неперпендикулярна оси горизонтального шарнира, а поэтому передние кромки элементов лопасти перемещаются относительно плоскости вращения на большую величину, чем задние кромки. Это и приводит к дополнительному кинематическому увеличению угла установки лопасти при взмахе вверх. И чем больше угол отставания и угол взмаха, тем больше увеличение угла установки лопасти.

§ 5. РАБОТА ВИНТА С РЕГУЛЯТОРОМ ВЗМАХА ЛОПАСТЕЙ

Принцип работы регулятора взмаха. Регуляторы взмаха предназначены для дополнительной компенсации махового движения лопастей. Принцип работы регулятора взмаха основан на уменьшении пути, проходимого при взмахе передними кромками элементов лопасти по сравнению с их задними кромками. Это достигается либо поворотом оси горизонтального шарнира (кинематическая компенсация взмаха), либо поводковой компенсацией взмаха. Принцип работы поводковой компенсации взмаха изображен на рис. 9.

Если продольная ось лопасти перпендикулярна оси горизонтального шарнира, а точка 1 крепления к лопасти тяги управления углами установки находится на оси горизонтального шарнира, то при взмахе передняя и задняя кромки элемента лопасти будут проходить равные пути, и угол установки не изменится. Но если точку крепления к лопасти тяги управления переместить с оси горизонтального шарнира ближе к лопасти, например в точку 2, то относительно новой оси взмаха передняя кромка элемента лопасти будет проходить меньший путь, чем задняя кромка. Поэтому при взмахе вверх угол установки будет уменьшаться, а при перемещении вниз — увеличиваться. И чем больше угол σ_1 между осью горизонтального шарнира и осью взмаха, тем значительнее изменение угла установки лопасти при взмахе.

Эффективность компенсации взмаха определяют величиной $K_\sigma = \tan \sigma_1$, называемой характеристикой регулятора взмаха. Обычно приближенно изменение угла установки определяют по формуле $-\Delta\varphi = K_\sigma \beta$.

Для вертолета Ка-26 угол $\sigma_1 = 36^\circ$, поэтому $K_\sigma = 0,73$.

Как известно, при отсутствии регулятора взмаха маховые движения лопастей увеличиваются при увеличении скорости полета,

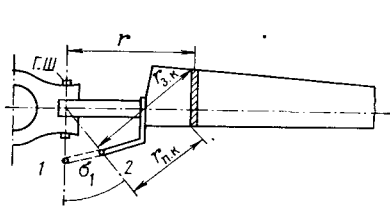


Рис. 9. Принцип работы поводковой компенсации взмаха

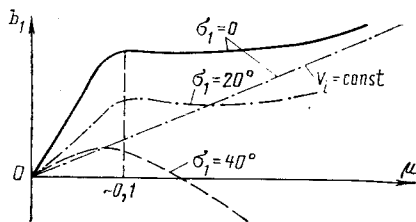


Рис. 10. Зависимость бокового завала конуса вращения от характеристик режима полета и регулятора взмаха

что приводит и к увеличению завала конусов вращения винтов назад и в сторону наступающей лопасти. И если считать индуктивный поток равномерным, то величина завала конуса вращения связана с характеристикой режима полета линейной прямо пропорциональной зависимостью. Однако на малых скоростях полета при значительных индуктивных скоростях воздушный поток, проходя по диску винта, отклоняется вниз и увеличивает коэффициент протекания на задней части ометаемой поверхности, что приводит к дополнительному изменению углов атаки лопастей в азимуте 360° по сравнению с азимутом 180° , и поэтому боковой завал конуса увеличивается. При $\mu > 0,05 \div 0,1$ неравномерность потока сквозь винт уменьшается, так как большая часть потока протекает через наклонный конус вращения. Поэтому и интенсивность бокового завала конуса вращения вновь уменьшается. Приближенное изменение коэффициента махового движения b_1 при изменении характеристики режима полета показано на рис. 10.

Увеличение характеристики регулятора взмаха приводит к уменьшению амплитуды махового движения и бокового завала конуса вращения. При характеристике регулятора взмаха $K_v = 0,7 \div 0,8$ возможно не только уменьшение амплитуды махового движения, но и изменение направления завала конуса вращения в сторону отступающей лопасти.

Аэродинамические силы соосных винтов в плоском потоке. Относительно аэродинамической оси винта положение лопастей симметрично (см. рис. 7), поэтому суммарная аэродинамическая сила винта направлена по оси конуса вращения. Отклонение оси конуса вращения несущего винта в плоском потоке от конструктивной оси вращения вызывает изменение действия аэродинамической силы винта на вертолет.

Для облегчения анализа воздействия плоского или косоугольного потока на вертолет аэродинамическую силу винта условно раскладывают на три взаимно перпендикулярных составляющих. Составляющая аэродинамической силы на конструктивную ось вращения винта является силой тяги (хотя иногда под силой тяги понимают аэродинамическую силу, направленную вдоль аэродинамической оси винта). Составляющую аэродинамической силы, направленную в конструктивной плоскости вращения вдоль линии действия невозмущенного воздушного потока, называют продольной силой H . Составляющую аэродинамической силы, перпендикулярную продольной силе и силе тяги, называют боковой силой S .

Таким образом, сила S расположена в конструктивной плоскости вращения перпендикулярно к невозмущенному набегающему потоку и направлена в сторону бокового завала конуса вращения.

Соосные несущие винты вращаются в разные стороны, и поэтому при заданной скорости воздушного потока боковые завалы конусов вращения будут в диаметрально противоположных направлениях. Знак коэффициента махового движения будет зависеть от характеристики режима работы несущего винта.

При $\mu \leq 0,15$ конусы вращения винтов вертолета Ка-26 будут отклонены в сторону наступающих лопастей, а при большей характеристике режима полета — в сторону отступающих лопастей (см. рис. 10).

Завалы конусов вращения и аэродинамические силы соосных несущих винтов в продольной и поперечной плоскостях относительно потока показаны на рис. 11.

Величина составляющих полной аэродинамической силы может быть найдена с помощью коэффициентов маховых движений или основного закона сопротивления воздуха, если известны их аэродинамические коэффициенты.

Определив аэродинамические силы каждого винта, можно найти суммарные силы соосного винта

$$T = T_v + T_n; \quad H = H_v + H_n;$$

$$S = S_v + S_n.$$

Боковые силы S_v и S_n противоположны по направлению, но при помощи управления можно подобрать их одинаковую величину и считать $S = 0$.

Сближение лопастей. Завалы конусов вращения в бок по диаметрально противоположным направлениям и взаимовлияние винтов приводят к сближению их лопастей.

Для оценки расстояния между лопастями верхнего и нижнего винтов вводится параметр K , называемый коэффициентом сближения или просто сближением.

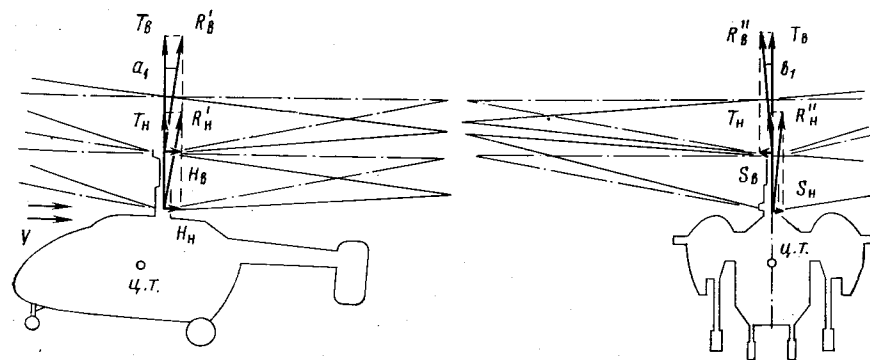


Рис. 11. Завалы конусов вращения и аэродинамические силы соосных несущих винтов в плоском потоке

Величина сближения определяется по формуле

$$K = \frac{H - h}{H} 10, \text{ или}$$

$$K = \frac{H - h}{H} 100\%,$$

где H — конструктивное расстояние между концами лопастей верхнего и нижнего винтов без учета деформации, т. е. расстояние между их конструктивными плоскостями вращения; h — действительное расстояние между концами лопастей верхнего и нижнего винтов.

Таким образом, расстояние между концами лопастей верхнего и нижнего винтов уменьшается при увеличении параметра K . При $K=10$ (100%) расстояние между концами лопастей равно нулю. Сближение лопастей считается безопасным, если расстояние между ними не менее 20% от конструктивного. А поэтому в эксплуатации величина K не должна превышать 8 (80%).

На вертолете Ка-26 конструктивное расстояние между винтами равно 1170 мм ($\frac{h}{D} = 0,09$), а поэтому $K=1$ (10%) соответствует 117 мм.

Конструктивное расстояние между винтами является компромиссным для требований аэродинамики, прочности, веса, так как увеличение расстояния между винтами утяжеляет конструкцию, ухудшает условия работы нижнего винта, усложняет борьбу с вибрациями и пр., а при уменьшении конструктивного расстояния требуются специальные меры, чтобы обеспечить безопасное сближение лопастей с шарнирным креплением.

На вертолете Ка-26, имеющем шесть лопастей (по три в каждом винте), получается шесть точек их встречи. Положение точек встречи задается азимутом по нижнему несущему винту:

1-я точка	0
2-я »	60°
3-я »	120°
4-я »	180°
5-я »	240°
6-я »	300°

При работе несущего винта на месте без воздействия управления при эксплуатационных оборотах углы конусности верхних и нижних лопастей примерно одинаковы. Поэтому сближение лопастей практически незначительно. Уменьшение числа оборотов несущих винтов вызывает уменьшение индуктивного потока и увеличение эффективности нижнего несущего винта, имеющего к тому же более легкие лопасти, и расстояние между концами лопастей

верхнего и нижнего винтов уменьшится. Аналогичное явление будет сопровождать и поступательный полет вертолета. Исследованиями установлено, что уменьшение числа оборотов несущих винтов с 96 до 77% приводит к дополнительному сближению на 5%.

Абсолютная величина сближения зависит от скорости полета, так как завалы конусов вращения винтов определяют характеристики режима работы несущего винта и регулятора взмаха (см. рис. 10). А в зависимости от направления завала конуса вращения верхнего несущего винта можно определить и точки встречи лопастей (см. рис. 11).

Для вертолета Ка-26 характеристика регулятора взмаха выбрана таким образом, чтобы обеспечить примерно равное сближение на малых скоростях полета в точках встречи 5 и 6 и больших скоростях в точках встречи 2 и 3. При отсутствии регулятора взмаха с ростом скорости полета можно было бы получить опасное сближение в точках встречи 5 и 6 уже на относительно небольшой скорости полета. И упругая деформация изгиба вверх под действием аэродинамической нагрузки у консолей отступающих лопастей нижнего винта также будет способствовать встрече лопастей в этом случае. При работе же регулятора взмаха, упругая деформация отступающей лопасти верхнего винта на больших скоростях полета способствует расхождению лопастей. Величины сближения лопастей вертолета Ка-26 на различных режимах полета будут указаны в гл. II.

§ 6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНЕРА И РАСПОЛАГАЕМАЯ МОЩНОСТЬ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА

Аэродинамические характеристики планера вертолета обычно задаются коэффициентами аэродинамических сил c_x , c_y , c_z . Рассчитывают аэродинамические коэффициенты по формулам основного закона сопротивления воздуха:

$$c_x = \frac{2X}{\rho V^2 S}; \quad c_y = \frac{2Y}{\rho V^2 S}; \quad c_z = \frac{2Z}{\rho V^2 S}.$$

За характерную площадь S принимается площадь миделя фюзеляжа, которая на вертолете Ка-26 равна 2,6 м².

Аэродинамические коэффициенты для принятой в летной эксплуатации полетной конфигурации в зависимости от угла атаки фюзеляжа показаны на рис. 12—15.

Показанные характеристики, как и коэффициенты моментов, получены при испытаниях модели вертолета без несущих винтов в аэродинамической трубе. Модель была изготовлена в масштабе 1:4. Отсчет угла атаки производился между направлением невозмущенного воздушного потока и строительной горизонталью. Для связи угла атаки фюзеляжа со скоростью полета вертолета можно

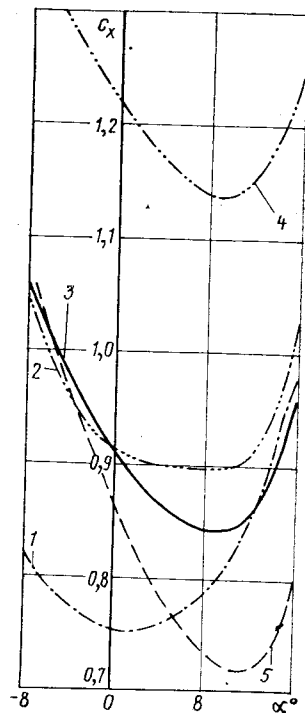


Рис. 12. Зависимость коэффициента лобового сопротивления планера от угла атаки фюзеляжа:
1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с грузовой платформой; 3 — с опыливателем; 4 — с опрыскивателем; 5 — носитель

Рис. 13. Зависимость коэффициента подъемной силы планера от угла атаки фюзеляжа:
1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с грузовой платформой; 3 — с опыливателем; 4 — носитель с опрыскивателем

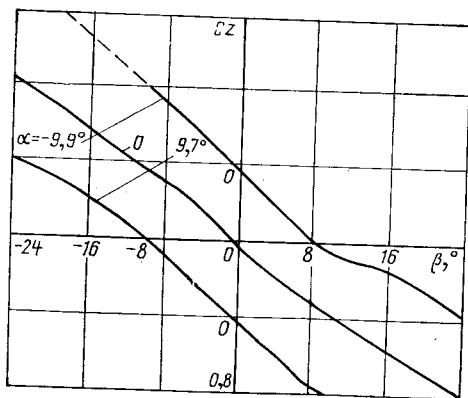
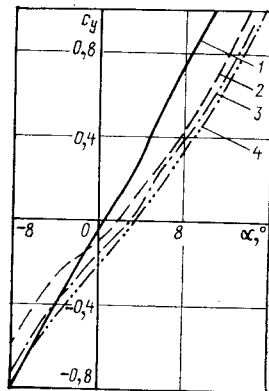


Рис. 14. Зависимость коэффициента боковой силы планера вертолета в транспортном варианте с подвесной кабиной от углов скольжения и атаки фюзеляжа

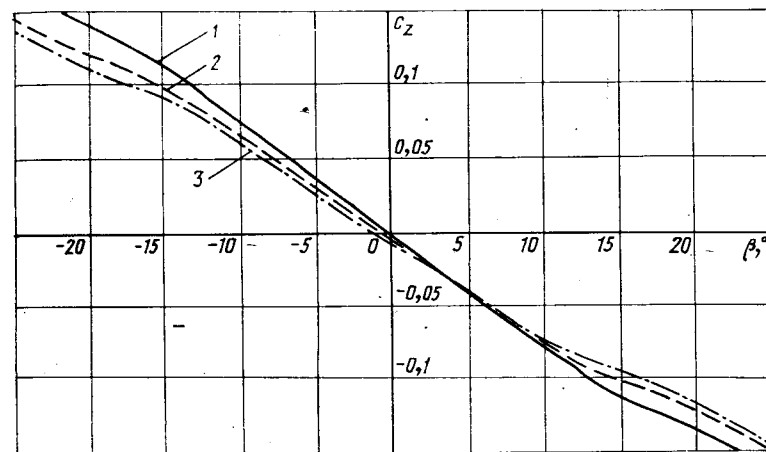


Рис. 15. Зависимость коэффициента боковой силы планера от угла скольжения:
1 — грузо-пассажирский, 2 — с опрыскивателем, 3 — с опыливателем

использовать зависимость, представленную на рис. 16. На этом же рисунке для пояснения характера изменения угла атаки фюзеляжа от скорости полета при центровке 125 мм показаны зависимости угла тангажа и среднего скоса потока у планера вертолета. Показанные характеристики, как и коэффициенты моментов, позволяют проанализировать аэродинамические силы и моменты вертолета.

По полученным данным аэродинамических экспериментов можно заключить, что минимальный коэффициент сопротивления во всех вариантах вертолета соответствует положительным углам фюзеляжа. Но в полетах с работающими двигателями углы атаки фюзеляжа в основном отрицательны. По зависимостям $c_x = f(\alpha)$ можно заключить, что с увеличением абсолютной величины отрицательных углов атаки фюзеляжа во всех вариантах применения вертолета коэффициент сопротивления увеличивается. Уменьшить абсолютную величину отри-

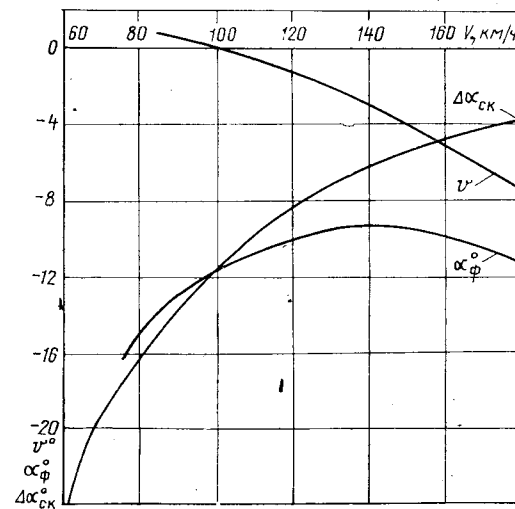


Рис. 16. Зависимость углов тангажа, атаки и среднего скоса у фюзеляжа от скорости полета грузо-пассажирского варианта вертолета

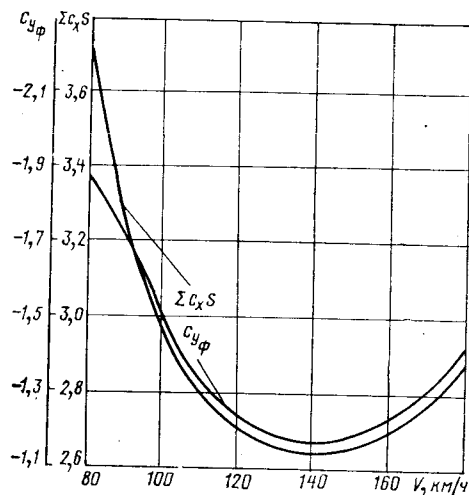


Рис. 17. Зависимость коэффициента подъемной силы и $\Sigma c_x S$ планера грузо-пассажирского варианта вертолета от скорости полета

абсолютная величина отрицательного угла атаки соответствует полету вертолета на крейсерской скорости (см. рис. 16) и коэффициент вредного сопротивления в данном случае будет минимален.

Обычно вредное сопротивление вертолета оценивают площадью эквивалентной пластинки, задаваемой величиной $\Sigma c_x S$. Для вертолета Ка-26 полученное аэродинамическим расчетом грузо-пассажирского варианта изменение величины $\Sigma c_x S$ от скорости полета показано на рис. 17.

По зависимостям $c_x = f(\alpha)$ для различных вариантов применения (см. рис. 12) можно заключить, что на полетных углах атаки фюзеляжа у транспортного варианта вертолета с подвесной пассажирской кабиной вредное сопротивление минимально. Вредное сопротивление вертолета при полете с работающими двигателями увеличивается в вариантах с грузовой платформой, опыливателем, «летающим шасси» и опрыскивателем. Мощность, потребную для преодоления вредного сопротивления, называют мощностью движения N_x .

Наибольшая потребная мощность движения соответствует полетам в варианте опрыскивателя.

По зависимости $c_y = f(\alpha)$ (см. рис. 13) можно заключить, что на отрицательных углах атаки фюзеляжа во всех вариантах применения планера вертолета создает отрицательную подъемную силу. На полетных углах атаки минимальная абсолютная величина отрицательного коэффициента подъемной силы соответствует варианту вертолета с платформой. И отрицательная подъемная сила последовательно увеличивается при переходе к вариантам опыливателя, опрыскивателя, носителя и с подвесной кабиной. Из рис. 17

цательных углов атаки фюзеляжа, а также вредного сопротивления вертолета можно увеличением его угла тангажа. Для этого ось несущих винтов вертолета должна быть наклонена вперед. И при создании необходимой для полета движущей силы потребуются меньшее изменение угла тангажа на пикирование.

Угол, заключенный между конструктивной осью вращения несущих винтов и вертикальной осью фюзеляжа (перпендикуляром к строительной горизонтали), называют углом установки несущих винтов. На вертолете Ка-26 он равен $6^\circ \pm 10^\circ$. При этом минимальная аб-

видно, что минимальная абсолютная величина отрицательного коэффициента подъемной силы соответствует крейсерской скорости полета, потому что здесь угол атаки наибольший (см. рис. 16).

Боковую силу планера вертолета характеризует коэффициент c_z . По графикам $c_z = f(\alpha, \beta)$ для грузо-пассажирского варианта с подвесной кабиной (см. рис. 14) заметно, что при малых углах скольжения боковые силы примерно одинаковы как при положительных, так и на отрицательных углах атаки фюзеляжа. Незначительно отличаются боковые силы при малых углах скольжения вертолета и в различных вариантах применения (см. рис. 15). Но при больших углах скольжения наибольший коэффициент боковой силы у вертолета в варианте с подвесной кабиной. И боковая сила последовательно уменьшается при переоборудовании в вариант опрыскивателя или опыливателя.

Располагаемая мощность несущих винтов — это мощность, подводимая к ним на расчетном режиме работы двигателей.

На вертолете Ка-26 установлены два двигателя М-14В-26. Двигатель М-14В-26 относительно экономичен, обладает хорошими перспективами по повышению мощности и ресурса, создает равномерный крутящий момент, имеет хорошую приемистость, низкую стоимость и обладает рядом других достоинств.

Мощность двигателей по техническим условиям задается с учетом гидравлических потерь, потерь на трение в редукторе двигателя и на привод вентилятора. Поэтому для определения эффективной мощности следует принять во внимание, что потери мощности на привод редуктора двигателя составляют 4,6% на всех режимах работы, а на охлаждение двигателя потери мощности изменяются от 9,8—12,9% (18,7 л. с.) на крейсерских режимах до 7,7% (25 л. с.) на взлетном режиме.

При подсчетах располагаемой мощности несущих винтов необходимо учесть потери мощности двигателей на трение в распределительном редукторе вертолета. Обычно эти потери оценивают коэффициентом использования мощности.

Под коэффициентом использования мощности понимают отношение располагаемой мощности несущих винтов к расчетной мощ-

ности двигателей: $\zeta = \frac{N_{н.в}}{N_{дв}}$. Следовательно, $N_{н.в} = 2\zeta N_{дв}$.

На вертолете Ка-26 распределительный редуктор Р-26 имеет две ступени, на каждой из которых потери составляют 1% от передаваемой мощности. Поэтому $\zeta_{ред} = 0,98$, а $N_{н.в} = 1,96 N_{дв}$.

В некоторых случаях для соосных вертолетов или вертолетов с перекрытием несущих винтов учитывают с помощью коэффициента ζ потери мощности на взаимное влияние винтов. Но целесообразнее эти потери мощности учесть аэродинамическими характеристиками винта.

Однако на некоторых режимах удобно ввести в коэффициент потери мощности на компенсацию обдувки вертолета индуктивным потоком. Аэродинамическим расчетом вертолета Ка-26 уста-

новлено, что вредное сопротивление планера в индуктивном потоке составляет 2,5% от тяги, развиваемой винтом, что эквивалентно коэффициенту потерь мощности двигателей на компенсацию обдувки $\zeta_{обд} = 0,96$.

И, следовательно, с учетом потерь на обдувку планера мощность несущих винтов равна:

$$N_{н.в} = \zeta_{ред} \cdot \zeta_{обд} \cdot 2N_{идв} = 1,88N_{идв}.$$

Или же при нахождении потребной мощности двигателей для создания определенной мощности и свободной силы тяги несущих винтов в этом случае можно записать:

$$2N_{идв} = \frac{N_{н.в}}{\zeta} = \frac{N_{н.в}}{0,94}.$$

Пилот изменяет в полете мощность двигателей при помощи рычага «шаг-газ». При перемещении рычага происходит одновременное изменение общего шага лопастей и мощности двигателей. Синхронное же управление только дроссельными заслонками двигателей без изменения общего шага осуществляется установленным на рычаге «шаг-газ» корректором.

Глава II. БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАВНОВЕСИИ И БАЛАНСИРОВКЕ ВЕРТОЛЕТА

Равновесием летательного аппарата называют такое его состояние, когда все силы и моменты, действующие на него, взаимно уравновешены. Следовательно, можно записать что

$$\Sigma F = 0, \Sigma M = 0.$$

По первому закону механики любое твердое тело в состоянии равновесия совершает прямолинейное равномерное движение или находится в состоянии покоя. Поэтому анализ полета вертолета, у которого обеспечено состояние равновесия, значительно упрощается.

Уравновешивание моментов, действующих на вертолет, называют балансировкой.

При анализе балансировки, устойчивости и управляемости вертолета пользуются связанной системой координат. Эта система выбрана потому, что ее оси не изменяют своего положения относительно вертолета при любых его эволюциях и это облегчает анализ поведения вертолета.

За начало системы координат принят центр тяжести (центр масс) вертолета. Известно, что центр тяжести твердого тела является точкой приложения равнодействующей силы веса, и моменты от составляющих сил веса относительно центра тяжести взаимно уравновешены, поэтому вращение относительно центра

тяжести может быть вызвано лишь внешними силами. Кроме того, центр тяжести не изменяет своего положения при изменении положения тела в пространстве. По перечисленным причинам можно рассматривать вместо движения вертолета движение его центра тяжести, в котором как бы сосредоточена вся масса вертолета и к которому приложены все внешние силы. Вращение вертолета под действием моментов внешних сил можно анализировать относительно центра тяжести.

Любое движение вертолета, имеющего шесть степеней свободы, можно разложить на перемещения по трем взаимно перпендикулярным направлениям (осям), а вращение вертолета заменить вращениями относительно этих осей. В связанной системе координат направление осей выбирают параллельно главным осям инерции, чтобы исключить в уравнениях движения центробежные моменты инерции вертолета и упростить анализ.

Вертикальная ось Oy направлена из центра тяжести параллельно плоскости симметрии вертолета и оси несущих винтов. Продольная ось Ox параллельна плоскости симметрии вертолета и перпендикулярна вертикальной оси координат. Следовательно, продольная ось параллельна конструктивным плоскостям несущих винтов и образует со строительной горизонталью (продольной осью) фюзеляжа угол, равный углу установки несущих винтов. Поперечная ось перпендикулярна продольной и вертикальной осям координат, а следовательно, и плоскости симметрии вертолета.

Положительное направление осей связанной системы координат показано на рис. 18. Из рисунка следует, что на вертолете Ка-26 принята правая связанная система координат.

Оси фюзеляжа образуют с земной системой координат углы тангажа θ , рыскания ψ и крена γ . Между вертикальными и продольными осями связанной системы координат и фюзеляжа образуется угол установки несущих винтов, и поэтому положение связанной системы относительно земной системы координат определено.

Положение потока относительно вертолета определяют углом атаки α и углом скольжения β .

Угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат зависят от величины моментов внешних сил. Моменты, вращающие вертолет относительно поперечной оси, называют продольными или моментами тангажа. Под действием продольного момента вертолет стремится изменить угол тангажа и углы атаки. Продольные моменты, увеличивающие угол тангажа и углы атаки фюзеляжа и несущих винтов, называют кабрирующими, продольные моменты, уменьшающие углы атаки и тангажа — пикирующими. Моменты вра-

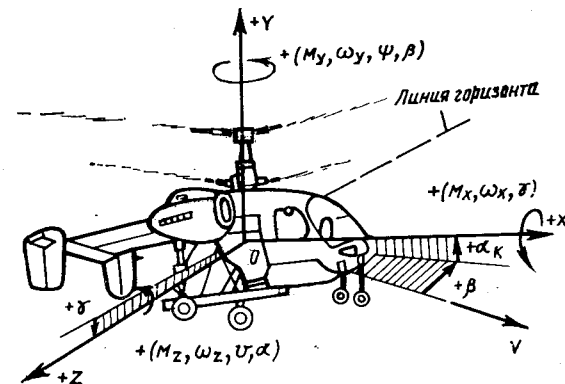


Рис. 18. Система осей и правило знаков соосных вертолетов

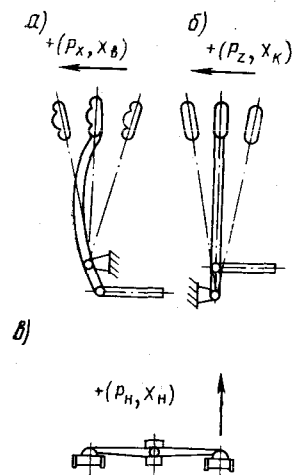


Рис. 19. Положительные направления перемещений командных рычагов управления:

а — в продольном направлении; б — в поперечном направлении (вид по полету); в — педали

ров, и чтобы обеспечить или изменить балансировку или равновесие вертолета, а следовательно, режим полета, пилот должен иметь возможность управлять величиной некоторых сил и моментов.

На вертолете Ка-26 (схема «летающее шасси») удачное сочетание несущих винтов с двухбалочной конструкцией фюзеляжа позволило разместить съемное оборудование в зоне центра тяжести вертолета и практически исключить специальную балансировку по вариантам применения. Поэтому во всех вариантах применения основным способом балансировки и равновесия вертолета является изменение управляющих сил и моментов несущих винтов.

§ 2. ПРИНЦИП УПРАВЛЕНИЯ СООСНЫМ ВЕРТОЛЕТОМ

Перемещение вертолета вдоль вертикальной оси осуществляется одновременным изменением величины аэродинамических сил несущих винтов. Так, при наборе высоты величина аэродинамических сил увеличивается, а при снижении уменьшается.

Продольно-поперечное управление, т. е. изменение углов тангажа и крена и перемещение вертолета вдоль продольной и поперечной осей, достигается одновременным изменением направления действия аэродинамических сил несущих винтов. И если суммарная аэродинамическая сила направлена по продольной оси, то

шающие вертолет относительно вертикальной оси, называют путевыми моментами или моментами рыскания. Моменты, вращающие вертолет относительно продольной оси, называют поперечными или моментами крена.

В соответствии с положительным направлением моментов определено и положительное направление угловых скоростей вращения и характерных углов. Положительное направление перемещений рычагов управления показано стрелками на рис. 19.

Для упрощения анализа балансировку вертолета условно рассматривают как продольную, поперечную и путевую (в соответствии с осями вращения). Аналогичным же образом рассматривают и равновесие. Но в действительности все виды равновесия и балансировки вертолета взаимосвязаны. И лишь относительная аэродинамическая симметричность соосной схемы в полете без скольжения позволяет без больших погрешностей выделить продольные силы и моменты и рассматривать их отдельно.

Между путевыми и поперечными силами и моментами взаимосвязь более тесная: крен вызывает скольжение, а скольжение — крен, поэтому путевые и поперечные силы и моменты обычно анализируют вместе.

Действующие на вертолет в полете силы и моменты изменяются под действием различных факто-

вертолет будет стремиться перемещаться в указанном направлении под действием составляющей аэродинамической силы на эту ось. А под действием дополнительного момента относительно центра тяжести вертолет будет изменять угол тангажа. Аналогичным образом вертолет перемещается вбок, и изменяется угол крена, если суммарную аэродинамическую силу винтов направить вдоль поперечной оси.

Путевое управление на соосных вертолетах осуществляется дифференциальным изменением реактивных моментов несущих винтов. Для увеличения эффективности путевого управления, особенно на режиме самовращения несущих винтов, дополнительные путевые моменты создаются рулями направления. Так, для изменения курса реактивный момент одного из винтов увеличивается, а другого уменьшается, и одновременно отклоняются рули направления в сторону вращения винта с меньшим реактивным моментом.

У большинства современных вертолетов изменение величины и направления аэродинамических сил винтов достигается с помощью автомата перекоса. На соосных вертолетах автоматов перекоса два.

На вертолете Ка-26 установлены автоматы перекоса кольцевого типа (рис. 20). Их конструкция позволяет изменять направление суммарной аэродинамической силы винтов при циклическом изменении углов установки лопастей.

Одной из основных частей кольцевого автомата перекоса является невращающееся кольцо, имеющее карданную подвеску. Невращающееся кольцо с помощью подшипника соединено с вращающимся кольцом, вращение которому передается от вала редуктора. Вращающееся кольцо соединено через шаровые опоры с тягами, управляющими углами установки лопастей. Если невращающееся кольцо автомата перекоса отклонить с помощью конечных тяг цепей управления в какую-либо сторону, то в эту же сторону отклонится и вращающееся кольцо. Это приведет к изменению углов установки и углов взмаха лопастей. Например, в точке, где кольцо будет больше всего опущено, углы установки лопастей будут минимальны, а лопасть получит импульс на взмах вниз. Дополнительные маховые движения лопастей изменят направление аэродинамической силы винта.

На соосных вертолетах автоматы перекоса винтов работают так, что аэродинамические силы винтов отклоняются в одном направлении. Если углы установки всех лопастей каждого из вин-

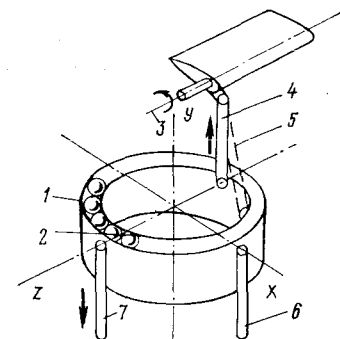


Рис. 20. Автомат перекоса:

1 — невращающееся кольцо; 2 — вращающееся кольцо; 3 — ось осевого шарнира; 4 — тяга управления углами установки лопасти при отсутствии опережения; 5 — тяга управления углами установки лопасти с опережением в системе управления; 6 — тяга продольного управления; 7 — тяга поперечного управления

тов одновременно увеличить, переместив невращающееся кольцо вдоль вала винта вверх, то аэродинамическая сила винтов увеличится. При перемещении колец вниз углы установки всех лопастей винта и аэродинамическая сила уменьшатся. При этом одновременное увеличение углов установки приводит к увеличению реактивных моментов винтов, а уменьшение углов установки к их уменьшению. Но так как у соосных вертолетов винты вращаются в разных направлениях, то при одновременном увеличении углов установки верхнего и нижнего винтов на одну и ту же величину одинаково увеличатся и реактивные моменты. А поэтому перемещение по вертикали не должно сопровождаться разворотом вертолета. Если же у одного винта углы установки увеличить, а у другого уменьшить на эту же величину, то суммарная аэродинамическая сила почти не изменится. Но у винта с меньшими углами установки реактивный момент будет меньше и вертолет станет разворачиваться в сторону его вращения. Изменение общего и дифференциального шага на соосных вертолетах достигается специальным механизмом.

Схема управления вертолетом Ка-26 при использовании автоматов перекоса и механизма общего и дифференциального шага показана на рис. 21. Для отклонения суммарной аэродинамической силы винтов и ручки управления (циклического шага) в одном направлении необходимо в продольно-поперечном управлении предусмотреть так называемое опережение. Введение опережения управления связано с тем, что лопасти с шарнирным креп-

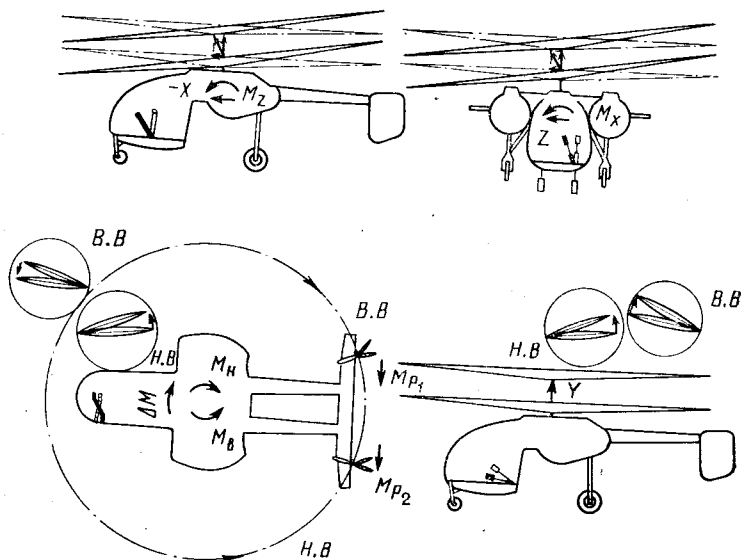


Рис. 21. Принцип управления соосными вертолетами

лением обладают запаздыванием в реакции на действие внешнего импульса.

Чтобы получить движение вертолета в сторону отклонения ручки управления, лопасти должны получать возмущающий импульс раньше по азимуту на величину запаздывания во взмахе.

Конструктивно опережение в продольно-поперечном управлении можно выполнить различными способами. Причем на соосных вертолетах сближение лопастей должно быть наименьшим, поэтому кольца автоматов перекоса (тарелки) должны отклоняться параллельно. На вертолете Ка-26 это достигается креплением тяг 6 и 7 на продольной и поперечной осях (см. рис. 20) и смещением вперед по вращению тяг 5 управления углами установки лопастей. Учитывая, что $\sigma_1 = 36^\circ$, для вертолета Ка-26 опережение управления по азимуту составляет $54^\circ (36 + 54)$.

§ 3. ЦЕНТРОВКА ВЕРТОЛЕТА

Положение центра тяжести, определяющее движение вертолета и начало координат задают центровкой. Относительно главных осей вращения различают продольную, вертикальную и поперечную центровку.

Под продольной и поперечной центровками вертолета понимают расстояние от центра тяжести до оси вращения несущего винта, и под вертикальной центровкой — расстояние от центра тяжести до некоторой плоскости, перпендикулярной оси вращения.

На соосных вертолетах за характерную плоскость принята конструктивная плоскость вращения нижнего винта. Измеряют центровку обычно в миллиметрах или метрах. Центровочная схема вертолета Ка-26 изображена на рис. 22.

У современных соосных вертолетов разнос грузов по вертикальной оси незначителен, и поэтому вертикальную центровку в эксплуатации обычно не регламентируют. Так, на вертолете Ка-26 без грузов на внешней подвеске вертикальная центровка изменяется в диапазоне примерно 960—1000 мм и существенного влияния на динамику полета не оказывает. Поперечная же центровка обычно близка к нулю.

Наибольшее значение в летной эксплуатации имеет продольная центровка. Пределы продольной центровки устанавливают из условия достаточных запасов управления на эксплуатационных режимах. Определяются пределы эксплуатационных центровок величиной балансирующего угла. Балансирующим углом называют угол, заключенный между осью несущих винтов и равнодействующей силой лопастей. Предельная величина балансирующего угла δ определяется характеристиками управления и прочности. Чем больше балансирующий угол, тем больше при обычных системах управления динамические нагрузки. Кроме того, на величину балансирующего угла оказывают влияние аэродинамические характеристики, динамика движения лопастей и конструктивные параметры. Схематически максимальные балансирующие углы в продольном направлении показаны на рис. 23. Как видно из рисунка, центр тяжести вертолета должен находиться в определенном диапазоне. Если же центр тяжести переместится от оси винтов на значительную величину, например в точку 5 или 8, то сбалансировать вертолет будет невозможно. Чем меньше вертикальная центровка, тем меньше допускаемое из условий балансировки смещение центра тяжести от оси вращения.

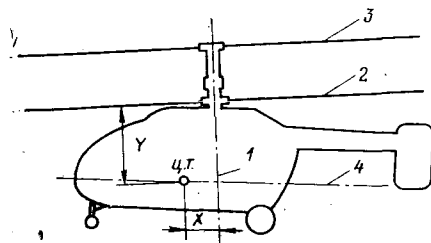


Рис. 22. Центровочная схема вертолета:

1 — конструктивная ось вращения винтов; 2 — конструктивная плоскость вращения нижнего винта; 3 — конструктивная плоскость вращения верхнего винта; 4 — строительная горизонталь фюзеляжа

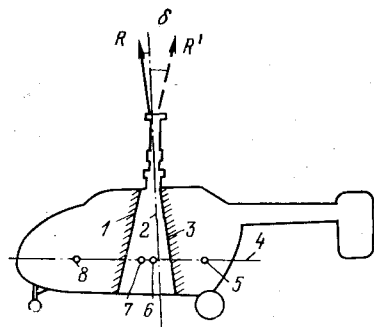


Рис. 23. Балансировочные углы вертолета:

1 — максимально возможное отклонение равнодействующей силы несущих винтов назад; 2 — конструктивная ось вращения несущих винтов; 3 — максимально возможное отклонение равнодействующей силы винтов вперед; 4 — строительная горизонталь фюзеляжа; 5 — центровка больше предельно задней; 6 — предельно задняя центровка; 7 — предельно передняя центровка; 8 — центровка больше предельно передней

Но, как отмечалось, вертикальная центровка для вертолета Ка-26 в эксплуатации не рассчитывается, поэтому пределы продольной центровки устанавливают с определенным запасом вдоль строительной горизонтали фюзеляжа, которая расположена от точки пересечения конструктивной плоскости и оси вращения нижнего винта на расстоянии 1708 мм. На соосных вертолетах допускается положение центра тяжести только впереди оси несущих винтов.

Наибольшую величину допускаемого в эксплуатации удаления центра тяжести от оси несущих винтов вдоль продольной оси называют предельной передней центровкой. Наименьшее допускаемое удаление центра тяжести от оси несущих винтов вдоль продольной оси называют предельной задней центровкой. Для вертолета Ка-26 во всех вариантах применения предельно передняя центровка — 250 мм, а предельно задняя — 93 мм. Наибольшее допускаемое в эксплуатации удаление центра тяжести от оси несущих винтов вдоль поперечной оси называют предельной левой и предельной правой центровкой.

Для вертолета Ка-26 во всех вариантах применения предельно правая центровка — 100 мм, а предельно левая центровка — 145 мм.

Для исключения в полете опасных центровок их предварительно рассчитывают.

При расчете следует стремиться исключить и предельные центровки.

§ 4. РАСЧЕТ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ ВЕРТОЛЕТА

Положение центра тяжести вертолета зависит от веса и центровки пустого вертолета, а также веса и размещения нагрузки.

Коммерческая нагрузка — это нагрузка, которая оплачивается по соответствующим тарифам. Она может включать в себя вес пассажиров, багажа, почты, химикатов и прочих грузов. Величина коммерческой нагрузки зависит от максимально допустимого полетного веса, весов пустого вертолета, топлива, служебной нагрузки и дополнительного съемного оборудования, устанавливаемого на вертолете. Подсчитывается коммерческая нагрузка по формуле

$$G_k = G_{\text{пол}} - G_t - G_{\text{сл}} - G_{\text{доп}} - G_{\text{пуст.}}$$

Взлетный или посадочный вес вертолета $G_{\text{пол}}$ определяется исходя из конкретных условий и обеспечения безопасности полета. Максимально допустимый полетный вес для всех вариантов по условиям прочности — 3250 кг, а минимально допустимый по условиям безопасности — 2150 кг. В конкретных условиях максимально допустимый вес из условий безопасности полетов рассчитывается по специальным номограммам и графикам (см. гл. IV и VII).

Вес топлива G_t складывается из расходов топлива на всех участках полета, аэронавигационного запаса и топлива, расходующего при прогреве и опробовании двигателей. Полная емкость основных баков — 630 ± 15 л. При удельном весе топлива 0,75 кг/л и емкости топливной системы 620 л в передних баках помещается 240 кг, а в заднем баке — 225 кг. Два дополнительных подвесных топливных бака имеют общую емкость 320 ± 4 л. Таким образом, максимальный вес заправляемого топлива примерно 700 кг.

Служебная нагрузка $G_{\text{сл}}$ включает вес пилота (в среднем 80 кг) и его специального снаряжения (до 3 кг) и вес масла. В служебное снаряжение может быть включен спирт для противообледенительной системы стекол кабины весом 4 кг. Заправка маслом определяется в конкретном полете его продолжительностью. Нормальная заправка маслом — 45 кг, полная емкость маслбаков — 38 ± 1 л.

Дополнительное снаряжение $G_{\text{доп}}$ устанавливается по требованию заказчика. Во всех вариантах оно включает: связную коротковолновую радиостанцию Р-842 с антенной, курсовую систему ГМК-1АЭ с выключателем коррекции, радиовысотомер РВ-3 с антеннами, радиокompас АРК-9 с антенной, преобразователь ПО-250А; в вариантах с подвесной кабиной также устанавливается третий абонентский аппарат, поэтому вес дополнительного оборудования — 72 кг, а в остальных вариантах — 68 кг. По заявкам подразделений поставляется дополнительное сиденье и второе управление в кабине пилота, бензообогреватель с системой управления, противообледенительная система лопастей со спиртом и датчиком, огнетушитель, подвесные баки, фильтр-сепаратор.

Вес пустого вертолета $G_{\text{пуст}}$ с несъемным стандартным оборудованием в зависимости от варианта применения и веса стандартного оборудования приведен ниже:

Вес пустого вертолета-носителя с несъемным стандартным оборудованием во всех вариантах, $\kappa\Gamma$	1965
Вес пустого оборудованного вертолета, $\kappa\Gamma$:	
грузо-пассажирский вариант	2127
вариант с грузовой платформой	2085
сельскохозяйственный вариант	2238
санитарный вариант	2145
геологоразведочный вариант	2536
вариант «Кран»	2070
корабельный вариант	2360
лесопожарный вариант без выливного устройства	2188
лесопожарный вариант с выливным устройством	2208

Допуск на вес пустого вертолета во всех вариантах применения 1%.

Вертолет Ка-26 в транспортных вариантах должен перевозить с крейсерской скоростью на расстояние 400 км коммерческий груз весом 510 $\kappa\Gamma$, или 6 пассажиров (расчетный вес по 75 $\kappa\Gamma$) с багажом по 10 $\kappa\Gamma$ на человека. При этом заправка топливом примерно 350 $\kappa\Gamma$. Нормальный взлетный вес — 3085 $\kappa\Gamma$, нормальный полетный вес — 2870 $\kappa\Gamma$ (но указанные величины могут изменяться в зависимости от комплектации дополнительного оборудования и предъявленных вертолету требований). Для вертолетов сельскохозяйственных вариантов расчетная заправка ядохимикатами — 600 $\kappa\Gamma$, топливом — 100 $\kappa\Gamma$; нормальный взлетный вес — 2990 $\kappa\Gamma$ и полетный — 2940 $\kappa\Gamma$.

Для облегчения расчета коммерческой нагрузки построена зависимость веса коммерческой нагрузки от запаса топлива в транспортном варианте с пассажирской кабиной (рис. 24).

Максимальный вес коммерческой нагрузки во всех вариантах применения — 900 $\kappa\Gamma$, или 7 пассажиров (в варианте с подвесной пассажирской кабиной), максимальная удельная нагрузка на подвесной кабины или платформы — 400 $\kappa\Gamma/\text{м}^2$, максимальный вес багажа или груза в багажнике — 75 $\kappa\Gamma$, вес воды в баке лесопожарного варианта — 420 $\kappa\Gamma$. Для вертолетов сельскохозяйственных вариантов следует учесть, что емкость бункера для химикатов — 800 л.

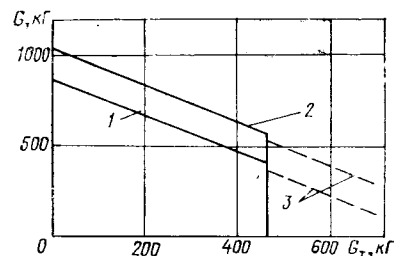


Рис. 24. Зависимость максимального веса коммерческой нагрузки транспортного вертолета от запаса топлива ($G_{\text{пуст}}=2055 \kappa\Gamma$; $G_{\text{доп}}=52 \kappa\Gamma$; $G_{\text{сл}}=125 \kappa\Gamma$): 1 — нормальный взлетный вес; 2 — максимальный взлетный вес; 3 — с подвесными баками

Центр тяжести пустого вертолета расположен впереди оси несущих винтов:

Транспортный вариант с подвесной кабиной	95 мм
» » с грузовой платформой	201 »
Вариант опылителя	130
» опрыскивателя	82
» «Кран»	112
Геологоразведочный вариант	78
Корабельный вариант	51
Лесопожарный вариант без выливного устройства	107
Лесопожарный вариант с выливным устройством в походном положении	102

Допуск на центровку пустых вертолетов $\pm 3 \text{ мм}$. Выпуск выливного устройства в рабочее положение смещает центровку вперед на 2 мм, а выпуск гондолы геологоразведочного варианта — на 17 мм.

Центровка пустого вертолета определяется в производственных условиях путем взвешивания на специальных весах. Центровка загруженного вертолета может быть определена методом моментов (индексов). При этом в расчете используются свойства центра тяжести (см. § 1):

$$x = \frac{\sum M}{\sum G},$$

$$\text{где } \sum G = G_{\text{пуст}} + G_{\text{к}} + G_{\text{сл}} + G_{\text{доп}} + G_{\text{т}};$$

$$\sum M = G_{\text{пуст}}x_{\text{пуст}} + G_{\text{к}}x_{\text{к}} + G_{\text{сл}}x_{\text{сл}} + G_{\text{доп}}x_{\text{доп}} + G_{\text{т}}x_{\text{т}}.$$

Расчет центровки вертолета ведется для случаев взлета, посадки, перераспределения нагрузки в полете и условий, когда возможно достижение предельных центровок. Для облегчения расчета ниже приведены координаты центров тяжести и статические моменты при различных видах нагрузки вертолета:

	Вес, $\kappa\Gamma$	Момент, $\kappa\Gamma\text{м}$
Съемная подвесная кабина	90	—18,0
Грузовая платформа	48	—4,8
Пилот	80	128,0
Снаряжение пилота	3	4,8
Пассажир или второй член экипажа в пилотской кабине	75	120,0
Масло в баке	45	—45,0
Пассажиры (2 чел.) на передних сиденьях в подвесной кабине	150	94,5
Пассажиры (2 чел.) на средних сиденьях в подвесной кабине	150	24,0
Пассажиры (2 чел.) на задних сиденьях в подвесной кабине	150	—46,5
Багаж пассажиров на расстоянии 1260 мм от передней стенки подвесной кабины (между шпангоутами № 7 и 9)	60	—15,0
Багаж в верхнем багажнике	—	—
Больной на носилках	89	—10,41
» » переднем сиденье	80	50,4
» » среднем »	80	12,8

Медработник на заднем сиденье	80	-24,8
Подвесные баки	38	7,6
Правое кресло в кабине пилота	6	9,84
Второе управление в кабине пилота	10	22,5
Привязные ремни (два комплекта)	2,4	3,8
Бензообогреватель	12	26
Датчик антиобледенения РИО-3	2	2,3
Съемная часть противообледенительной системы лопастей (без спирта)	17	-12,0
Спирт для противообледенительной системы лопастей	40	50,0
Спирт для противообледенительной системы стекол	4	3,12
Фильтр-сепаратор	22	66,4
Коротковолновая радиостанция	22	23,2
Радиостанция «Плот»	25	62,5
Третий абонентский аппарат СПУ	4	4,8
Фары подсвета груза с ручкой управления	6	5,4
Громкоговоритель с усилителем из комплекта ПЗС	35	-7
Радиовысотомер	10	10,3
Радиокompас	18	17,5
Курсовая система с выключателем коррекции	10	10,3
Преобразователь	9	9,0
Огнетушитель	7	7,98

При расчете центровки составляется центровочная ведомость, в графы которой заносятся: наименование, вес, координата и статический момент нагрузки. Просуммировав веса и статические моменты всех видов нагрузки, находят центровку загруженного вертолета. Если в результате расчета центровка выйдет за установленные пределы, то необходимо перераспределить нагрузку или установить груз-балласт.

Аналитическое определение центровки требует относительно больших затрат времени. Поэтому для упрощения расчета центровки применяют центровочные графики, которые дают наглядное представление о том, какие факторы и как влияют на центровку вертолета.

Для вертолета Ка-26 вследствие его многовариантности и относительно короткого срока эксплуатации центровочные графики со шкалами моментов созданы только для вариантов с подвесной кабиной. Графики изменения центровки сельскохозяйственных вариантов при выгорании топлива в полете показаны на рис. 25 и 26. Если комплектация вертолета отличается от указанной, то центровка должна рассчитываться методом моментов.

Как видно из графиков, при выработке топлива из заднего бака и частично из передних баков, центр тяжести вертолета перемещается вперед. Во всех вариантах применения наиболее передняя центровка достигается при остатке топлива 170 кг. При дальнейшей выработке топлива центр тяжести вертолета вновь перемещается ближе к оси вращения несущих винтов.

Такой характер перемещения центровки определяется расположением на вертолете топливных баков и расходом горючего

самотеком через передние баки. Созданию передней центровки будет способствовать и выгорание масла, поэтому перед полетом центровка должна быть рассчитана не только для взлета и посадки, но и для остатка топлива 170 кг. При стандартной комплектации оборудования вертолета запасы центровки могут быть проверены по центровочным графикам. Центровка близка к предельно передней в варианте опыливателя с двумя членами экипажа и пустым баком химикатов, так как второй член экипажа или пассажир на сиденьи в кабине пилота дополнительно смещает центровку вперед примерно на 50 мм.

Вес химикатов незначительно изменяет центровку вертолета, потому что ось бака химикатов расположена вблизи оси несущих винтов. Но в варианте с опрыскивателем, имеющим небольшие центровки, даже незначительное перемещение центра тяжести назад при выработке химикатов в полете и малом остатке может стать критическим. Так, при полете с одним членом экипажа при выработке топлива до аэронавигационного запаса (минимум 36 кг) в стандартном варианте опрыскивателя без дополнительного оборудования получается предельно задняя центровка 93 мм и дальнейший полет не рекомендуется.

Пассажиры, находящиеся в подвесной кабине, влияют на центровку вертолета в зависимости от их размещения. Так, пассажиры на передних четырех сиденьях смещают центровку вперед, а два пассажира, занимающих задние сиденья, сдвигают центр тяжести вертолета назад. При размещении в подвесной кабине шести пассажиров центр тяжести вертолета перемещается вперед. Для расчета центровки методом моментов при нестандартной комплекта-

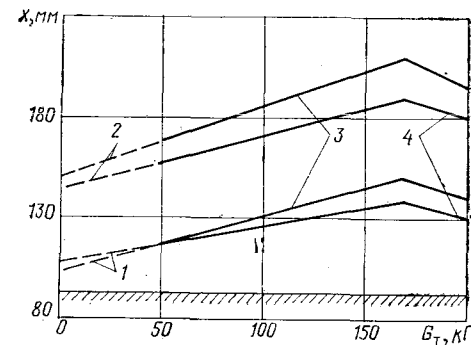


Рис. 25. Изменение центровки варианта вертолета с опыливателем, нагнетателем-сепаратором, но без дополнительного оборудования:

1 — один член экипажа; 2 — два члена экипажа; 3 — пустой бак химикатов; 4 — полная загрузка химикатами

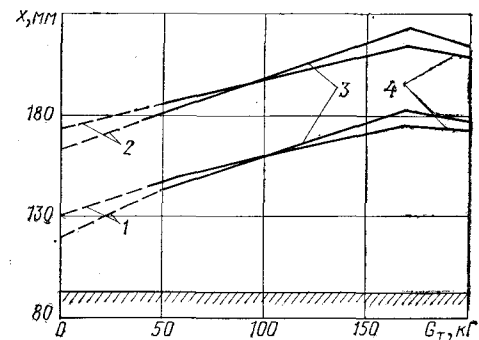


Рис. 26. Изменение центровки варианта вертолета с опрыскивателем, без нагнетателя-сепаратора и дополнительного оборудования:

1 — один член экипажа; 2 — два члена экипажа; 3 — пустой бак химикатов; 4 — полная загрузка химикатами

ции вертолета нужно учесть, что статический момент шести взрослых пассажиров равен 72 кГм.

Дополнительное оборудование, не предусмотренное стандартной комплектацией, влияет на центровку вертолета в зависимости от размещения. Статические моменты различных видов оборудования были приведены ранее. Установка дополнительного оборудования в большинстве случаев смещает центровку вертолета вперед. Исключение составляет противообледенительная система несущих винтов со спиртом и громкоговоритель. Менее передние центровки могут быть получены размещением багажа пассажиров в установленных для этого местах. Но ограничение по задней центровке в транспортном варианте с нормальной комплектацией практически дано лишь для справки.

Чтобы исключить выход центра тяжести из эксплуатационного диапазона, в полетах на транспортном варианте грузы следует размещать вблизи седьмого шпангоута. Чем больше вес груза, тем больший момент относительно оси несущего винта вызывает его смещение. Груз на внешней подвеске и вода в баке лесопожарного варианта дополнительного момента не создают.

Для облегчения загрузки транспортных вариантов вертолета на правом борту подвесной кабины нанесены белые и синие стрелки, а на правом борту грузовой платформы — синие и красные стрелки. Грузы следует размещать таким образом, чтобы суммарный центр тяжести их находился между синей и красной (синей/белой) стрелками. Цифры под стрелками должны соответствовать суммарному весу груза. Например, суммарный центр тяжести грузов весом 650 кГ не должен выйти из диапазона ограниченного стрелками с цифрой 0,7 и более. Если центр тяжести груза разместит напротив синей стрелки с цифрой, соответствующей его весу, то при определенных условиях может создаться передняя центровка, если же центр тяжести груза разместить напротив бе-

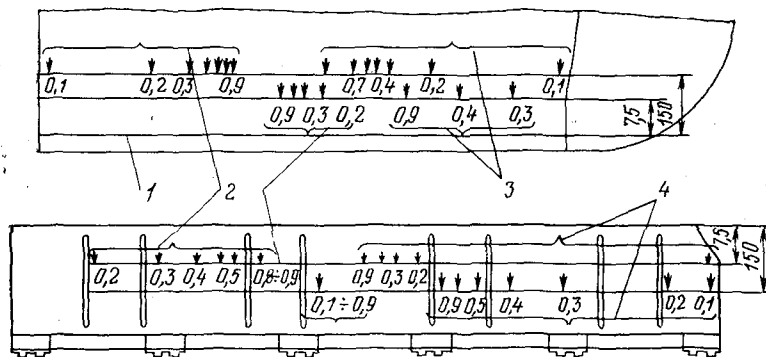


Рис. 27. Схема нанесения стрелок на борту пассажирской кабины и грузовой платформы:

1—линия пола подвесной кабины; 2—синие стрелки; 3—красные стрелки; 4—белые стрелки

лой или красной стрелки, то при определенных условиях можно получить предельно заднюю центровку. Схема нанесения стрелок на борту пассажирской кабины и грузовой платформы показана на рис. 27.

Верхний ряд стрелок указывает эксплуатационные диапазоны размещения центра тяжести грузов при одном члене экипажа, а нижний — при размещении в кабине пилотов двух человек.

Одно и то же положение центра тяжести на вертолете можно обеспечить различным разносом грузов по осям. Однако разноса грузов следует избегать, так как увеличение расстояния от груза до центра тяжести (осей вращения) увеличивает моменты инерции и ухудшает управляемость и маневренность вертолета. Размещение грузов друг над другом также нецелесообразно, потому что уменьшаются запасы управления (см. рис. 23). Грузы относительно продольной оси должны располагаться симметрично, чтобы облегчить балансировку вертолета.

При перевозке людей для получения средних центровок пассажиры в первую очередь обязаны занимать задние сиденья. Это особенно необходимо, если экипаж состоит из двух человек. Багаж пассажиров следует размещать под задними сиденьями и частично в багажнике. Если выполняется полет с шестью служебными пассажирами в лесопожарном варианте, то в багажник необходимо положить груз-балласт весом 25 кГ.

Полет с двумя членами экипажа, но без пассажиров и груза разрешается выполнять лишь с грузом-балластом, расположенным между шпангоутами № 8 и 9 или в багажнике. Вес груза-балласта зависит от варианта применения и комплектации дополнительного оборудования, но должен быть не менее 20 кГ. Полет в варианте «Кран» с двумя членами экипажа должен выполняться с грузом-балластом в багажнике не менее 40 кГ. Размещение груза-балласта весом 60 кГ может обеспечить сохранение центровки в допустимом диапазоне на всех эксплуатационных режимах и во всех вариантах применения. В случае установки противообледенительной системы вес груза-балласта

определяется с учетом веса спирта. При полете с двумя членами экипажа в варианте опыливателя следует снять с вертолета фильтр-сепаратор и положить его в багажник. При перегоне сельскохозяйственного варианта вертолета Ка-26 в другой район работ можно все оборудование перевести на грузовой платформе. При этом для соблюдения эксплуатационного диапазона центровок нагрузку следует размещать как показано на рис. 28. При использовании вертолета в варианте перебазирования учитывается, что вместе с ним пере-

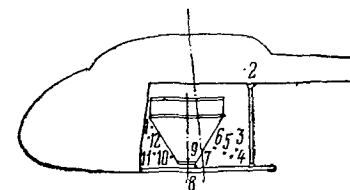


Рис. 28. Схема размещения грузов при перебазировании сельскохозяйственного вертолета:

1 — заслонка опыливателя; 2 — бортовой инструмент; 3 — заправщик Д-300; 4 — транспортер; 5 — редуктор; 6 — фильтр; 7 — тяги крепления; 8 — распылитель; 9 — тележка с электродвигателем; 10 — фильтр; 11 — редуктор; 12 — конус транспортера

летает техник или механик. Если же полет выполняется с одним членом экипажа, то на правом сиденье следует разместить груз-балласт весом 75—80 кг. Максимальный вес перевозимого груза в варианте перебазирования зависит от взлетно-посадочного веса и требуемой заправки топливом.

§ 5. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА

Под продольной балансировкой понимают уравнивание продольных моментов. Продольная балансировка позволяет при отсутствии внешних возмущений сохранить нулевую угловую скорость вращения относительно поперечной оси и заданный угол тангажа вертолета.

Относительно поперечной оси на вертолет в общем случае действуют продольные моменты планера и несущего винта. Величина и направление продольного момента планера зависит от варианта применения, угла установки стабилизатора или руля высоты, угла атаки фюзеляжа. В аэродинамике принято выражать величину момента через его коэффициент:

$$m = \frac{M}{qSl},$$

где M — момент, кгм; q — скоростной напор, кг/м²; S — площадь миделя, м²; l — длина фюзеляжа, м.

Изменение коэффициента продольного момента планера в грузо-пассажирском варианте на различных углах атаки фюзеляжа и при разных углах установки стабилизатора показано на рис. 29.

Из рисунка видно, что близкая к линейной зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки фюзеляжа соответствует нулевому углу установки стабилизатора. Поэтому на вертолете Ка-26 для всех вариантов применения угол установки 0—30°. При этом чем больше угол атаки фюзеляжа, тем меньше продольный момент планера. На углах атаки больше $-7^{\circ},5$ момент планера становится пикирующим. Но полезно заметить, что умень-

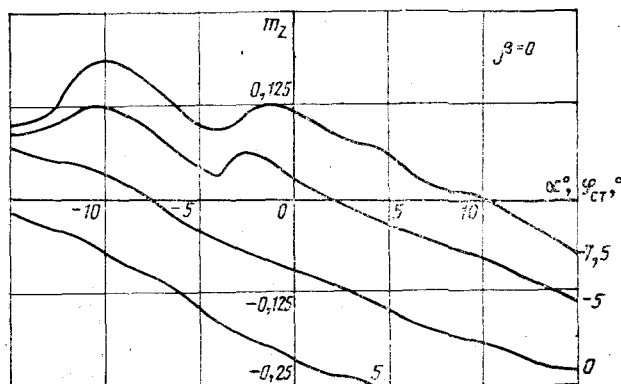


Рис. 29. Зависимости коэффициента продольного момента планера в грузо-пассажирском варианте от угла атаки фюзеляжа и угла установки стабилизатора

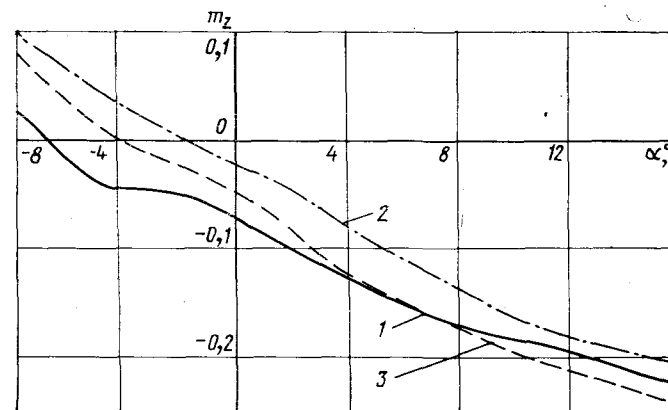


Рис. 30. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки фюзеляжа: 1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с опыливателем; 3 — с опрыскивателем

шение угла установки вызывает увеличение продольного момента планера, потому что при постоянном угле атаки и бесрывном обтекании на горизонтальном оперении увеличится абсолютная величина отрицательной подъемной силы. Увеличение же угла установки стабилизатора в этих условиях приведет к образованию дополнительного пикирующего момента.

Зависимость коэффициента продольного момента планера от угла атаки фюзеляжа в различных вариантах применения показана на рис. 30. По графикам видно, что в диапазоне отрицательных углов атаки наибольший продольный момент создается в варианте с опыливателем. В варианте с опрыскивателем при постоянном угле атаки фюзеляжа продольный момент планера меньше, чем в варианте с опыливателем, а в грузо-пассажирском варианте меньше, чем в варианте с опрыскивателем. Но на положительных углах атаки фюзеляжа при увеличении абсолютной величины угла атаки продольный момент вертолета в варианте с опрыскивателем становится меньше, чем в грузо-пассажирском (увеличивается пикирующий момент). И прирост пикирующих моментов планера при увеличении угла атаки фюзеляжа в сельскохозяйственном варианте более значительный, чем в грузо-пассажирском.

Для упрощения балансировки вертолета при снижении на режиме самовращения несущих винтов (положительные углы атаки фюзеляжа) угол установки руля высоты 16—1°.

У соосных вертолетов, имеющих передние центровки, момент тяги несущих винтов на всех режимах пикирующий, момент продольных сил по расчетной схеме кабрирующий (см. рис. 11). При чем кабрирующий момент верхнего винта больше, чем нижнего, вследствие большего плеча продольной силы. Но удобнее моменты аэродинамических сил несущих винтов рассматривать совместно. Суммарный момент винта будет равен произведению аэродинамической силы винтов на ее плечо до центра тяжести. Расстояние от

центра тяжести до линии действия аэродинамической силы называют эффективной центровкой $x_{эфф}$. Таким образом, суммарный момент аэродинамических сил винтов равен

$$M_{н.в} = R_{н.в} x_{эфф}.$$

У винтов с шарнирным креплением лопастей при отклонении аэродинамической оси от конструктивной оси вращения образуется еще дополнительный момент. Условно его можно представить как момент от неуравновешенной центробежной силы. Чем меньше угол взмаха относительно плоскости вращения, тем больше удаление центра тяжести лопасти от конструктивной оси и больше центробежная сила. Относительно же центра тяжести вертолета неуравновешенная центробежная сила и создаст дополнительный инерционный момент, который всегда направлен в сторону отклонения конуса вращения несущего винта.

На винтах с разнесенными горизонтальными шарнирами дополнительный момент, образующийся на втулке, называют моментом от разнеса горизонтальных шарниров. И более строгое объяснение инерционного момента втулки связано с величиной разнеса этих шарниров.

Для обеспечения продольной балансировки на режимах полета с работающими двигателями суммарный момент несущих винтов и момент планера должны быть равны. Но величина суммарной аэродинамической силы винта определяется режимом полета, и от режима полета (угла атаки фюзеляжа) зависит момент планера. Обеспечение продольной балансировки достигается изменением эффективной центровки и инерционного момента несущих винтов при изменении угла тангажа и отклонении аэродинамической силы винтов относительно конструктивной оси вращения. Чтобы изменить направление аэродинамических сил относительно конструктивной оси вращения пилот изменяет циклически углы установки лопастей, отклоняя ручку управления.

Кривая, показывающая зависимость требуемого отклонения органа управления от режима полета, называется балансирующей.

Для вертолета Ка-26 балансирующие кривые будут приведены при рассмотрении режимов полета. Сейчас же можно отметить, что увеличение центровки вертолета и положительного угла атаки фюзеляжа приводит к дополнительным пикирующим моментам, поэтому для балансировки вертолета угол тангажа уменьшается и увеличивается отклонение ручки управления на себя. При увеличении абсолютной величины отрицательных углов атаки фюзеляжа увеличивается кабрирующий момент планера, и для продольной балансировки вертолета потребуется отклонение ручки управления от себя.

Расчетный полный диапазон хода ручки управления для продольной балансировки вертолета Ка-26 равен 310 мм, при этом ход гидроусилителя — 80 мм.

Под боковой балансировкой понимают уравнивание путевых и поперечных моментов. Сбалансированный на заданном режиме полета вертолет при отсутствии внешних возмущений сохраняет нулевые угловые скорости вращения относительно продольной и вертикальной осей, а также постоянные углы крена и скольжения. Для облегчения анализа можно рассматривать путевые и поперечные моменты отдельно.

Относительно продольной оси на вертолет в общем случае действуют поперечные моменты винта и планера. При отсутствии скольжения поперечный момент планера практически равен нулю, так как планер вертолета довольно симметричен. Но поперечные моменты несущих винтов в поступательном полете различные. При

одинаковой величине боковых сил несущих винтов в поступательном полете, направленных в разные стороны, поперечный момент верхнего несущего винта будет больше, чем нижнего. Для поперечной балансировки вертолета эффективная поперечная центровка верхнего винта должна быть уменьшена, что и достигается перемещением ручки управления в сторону, противоположную отклонению верхнего винта и созданием угла крена в сторону завала его конуса вращения. Если же перемещать ручку управления против крена, чтобы устранить его, то это приведет к скольжению в сторону завала конуса нижнего винта, потому что его боковая сила в этом случае увеличится. При скольжении боковые силы несущих винтов увеличат завал конусов вращения в сторону, противоположную скольжению, и создадут значительный кренящий момент, который должен уравновеситься поперечным моментом планера. Зависимость поперечного момента планера от угла скольжения изображена на рис. 31.

В полете со скольжением изменится и путевой момент планера. Чем больше угол скольжения, тем больше стремление планера устранить его. Изменение путевого момента планера вертолета в грузо-пассажирском варианте показано на рис. 32.

При полете со скольжением (например, без крена) путевой момент планера можно уравновесить разностью путевых моментов несущих винтов.

Как видно из рис. 31 и 32, величина поперечных и путевых моментов практически не зависит от угла атаки фюзеляжа, особенно при небольших углах скольжения. Следовательно, боковая балансировка вертолета при изменении режима полета изменится незначительно, и основное влияние на балансировку вертолета будут оказывать несущие винты. Использование вертолета в различных вариантах применения также не оказывает существенного влияния

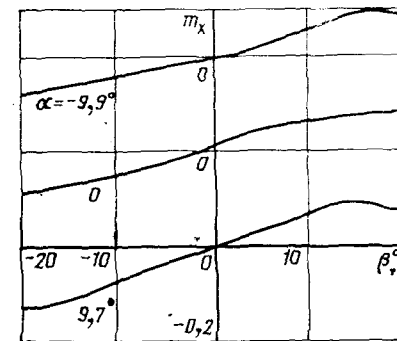


Рис. 31. Зависимость коэффициента поперечного момента планера с подвесной кабиной от углов скольжения и атаки фюзеляжа

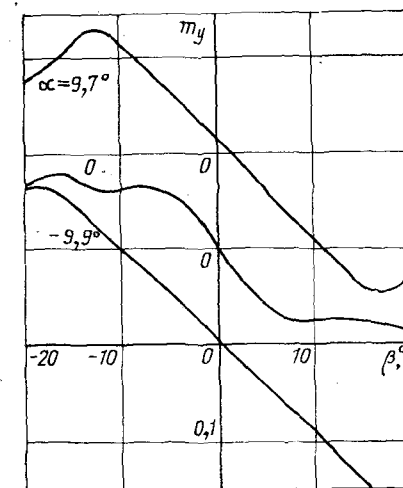


Рис. 32. Зависимость коэффициента путевого момента планера с подвесной кабиной от углов скольжения и атаки фюзеляжа

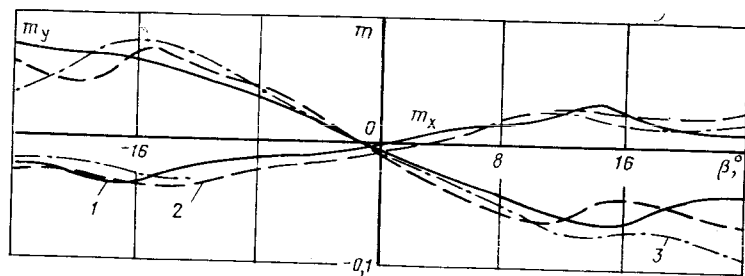


Рис. 33. Зависимости коэффициентов путевого и поперечного моментов планера от угла скольжения, $\alpha_{\phi} = 14^{\circ}, 7$:

1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с опрыскивателем; 3 — с опыливателем

на величины боковых моментов при малых углах скольжения. Зависимости коэффициентов путевого и поперечного моментов от угла скольжения в различных вариантах применения показаны на рис. 33.

Боковая балансировка без крена удобна для пилотирования, но скольжение вызовет снос вертолета с намеченной траектории полета. Для исключения сноса вводят поправки в курс, что усложняет навигационные расчеты. Кроме того, в полете со скольжением увеличивается вредное сопротивление вертолета и потребная мощность для полета. Увеличение же потребной мощности приводит к повышенным расходам топлива, уменьшению дальности и продолжительности полета и ухудшению экономических характеристик эксплуатации. При полетах с внешней подвеской возможны колебания груза, а на малых скоростях при недостаточном запасе мощности может возникнуть самопроизвольное снижение. Если же полет выполняется на скоростях, близких к максимально допустимым, то скольжение может способствовать срыву потока с лопастей.

Но полет без скольжения должен выполняться с определенным креном, величина которого в основном зависит от режима полета, поперечной центровки вертолета, точности установки вала винтов в поперечном направлении и регулировок.

На соосных вертолетах величина угла крена при боковой балансировке без скольжения незначительна. Поэтому для повышения точности пилотирования должны быть установлены указатели угла крена повышенной точности, охватывающие диапазон углов крена, близких к нулю. Установка же на вертолете Ка-26 авиагоризонта АГК-47ВК требует от пилота в полете по приборам постоянного контроля за курсом, так как даже при незначительных изменениях угла крена, практически незаметных для пилота по авиагоризонту, вертолет уходит с курса. Следует отметить, что эта особенность присуща и другим вертолетам, особенно вертолетам одновинтовой схемы.

Для нормальной боковой балансировки Ка-26 и требуемых запасов управления расчетное перемещение ручки управления в поперечном направлении составляет 270 мм, а педалей — 175 мм.

§ 6. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА И ЕЕ ВИДОВ

Известно, что тело может иметь устойчивое, неустойчивое и безразличное состояния равновесия. Аналогично состояниям равновесия покоя можно рассматривать состояния равновесия движения. И если на вертолете было обеспечено равновесие (см. § 5) или его частичное условие — балансировка, то это еще не

означает, что вертолет будет сохранять заданный режим на всем протяжении полета. Для того чтобы судить о поведении вертолета, необходимо знать вид равновесия.

Способность вертолета сохранить заданный режим полета и возвращаться к нему в случае непроизвольного отклонения под действием внешних возмущений после прекращения их действия без вмешательства пилота в управление называют устойчивостью. Следовательно, неустойчивый вертолет после прекращения действия внешних возмущений и невмешательства пилота в управление будет удаляться от исходного положения равновесия. А вертолет, находящийся в безразличном состоянии равновесия (нейтральная устойчивость), после прекращения действия внешних возмущений будет оставаться в том же режиме полета.

Чтобы определить вид равновесия вертолета, необходимо решить его уравнения движения. А так как вертолет имеет шесть степеней свободы, то потребуются решить систему из шести уравнений. В общем виде эта система не решается, и поэтому вводят некоторые упрощения. Например, для удобства анализа внешние возмущения считаются бесконечно малыми. Но наибольшим упрощением является введение понятия о статической устойчивости.

Теория статической устойчивости рассматривает действия на вертолет лишь статических моментов и характер их изменения под действием внешних возмущений. Под статическим моментом понимают момент, зависящий лишь от положения вертолета относительно потока. Если это положение изменяется, то изменяется и характер обтекания вертолета, а поэтому изменяются аэродинамические силы и моменты. Статические моменты, стремящиеся восстановить нарушенное состояние равновесия, называют стабилизирующими. Моменты, стремящиеся удалить вертолет от исходного положения равновесия, называют дестабилизирующими.

Таким образом, рассмотрение статической устойчивости сводится к анализу дополнительных моментов, возникающих при изменении положения вертолета в потоке. И статически устойчивым вертолетом называют такой, у которого в результате воздействия внешнего возмущения появляются дополнительные стабилизирующие моменты, а следовательно, и стремление вернуться к исходному положению равновесия.

Для упрощения анализа статические моменты рассматриваются относительно главных осей вращения. Однако статическая устойчивость вертолета является необходимым, но недостаточным условием устойчивости вертолета, потому что в процессе движения вертолета возникают динамические моменты, зависящие от характера движения вертолета.

Движение вертолета после прекращения действия внешнего возмущения называют возмущенным движением. Вид возмущенного движения, определяющего в конечном итоге устойчивость вертолета, зависит от взаимодействия всех сил и моментов в процессе движения вертолета. Гашение возмущенного движения называют демпфированием. Демпфирование возмущенного движения вертолета возникает под воздействием демпфирующих сил и моментов, которые всегда направлены против вращения и действуют лишь в процессе этого движения. Поэтому демпфирующие моменты лишь тормозят движение вертолета, но не могут изменить направление движения. Для изменения направления движения к вертолету необходимо приложить либо управляющий момент, либо должны возникнуть стабилизирующие силы и моменты.

Значительное демпфирование не позволяет вертолету в процессе действия возмущения удалиться от исходного положения равновесия.

У соосных вертолетов демпфирование в основном осуществляет несущий винт. Так, если в полете под действием возмущения изменяется положение конструктивной оси несущих винтов относительно аэродинамической, то на вертолет действует инерционный момент втулки, стремящийся совместить конструктивную и аэродинамические оси винтов, а поэтому и препятствующий вращению вертолета. Планер вертолета также создает определенное аэродинамическое демпфирование, которое может быть представлено как моменты сопротивления вращению, возникающие в результате до-

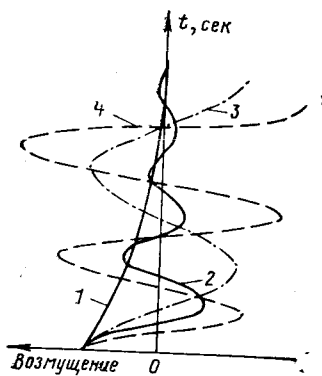


Рис. 34. Основные типы возмущенного движения статически устойчивого летательного аппарата:

1 — апериодическое быстро затухающее движение; 2 — затухающие колебания; 3 — незатухающие колебания; 4 — незатухающие колебания с нарастающей амплитудой

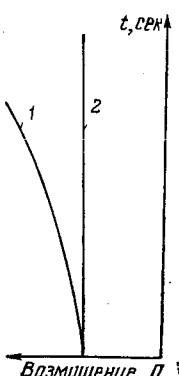


Рис. 35. Основные типы возмущенного движения статически неустойчивого летательного аппарата:

1 — апериодическое нарастающее отклонение от исходного режима; 2 — отсутствие возмущенного движения при безразличном состоянии равновесия (идеальный случай)

Всякое возмущенное движение вертолета сопровождается инерционными силами и моментами, вызываемыми изменениями величины и направления скорости. Следовательно, чтобы судить об устойчивости вертолета, необходимо рассмотреть стабилизирующие, дестабилизирующие, демпфирующие и инерционные силы и моменты с учетом их взаимного влияния. Определенную таким образом устойчивость часто называют динамической.

Основные типы возмущенного движения статически устойчивого вертолета изображены на рис. 34.

Чем больше величина демпфирующих моментов, тем быстрее затухают колебания вертолета, вызываемые стабилизирующими и инерционными силами и моментами. При значительных демпфирующих и малых инерционных моментах возмущенное движение вертолета будет представляться кривой 1. Такое движение называют апериодическим. При больших инерционных силах и моментах статически устойчивый вертолет становится нейтральным. При уменьшении демпфирования возмущенное движение характеризуется увеличением амплитуды колебаний и статически устойчивый вертолет становится неустойчивым. На проявлении неустойчивости при этом будет сказываться также взаимное влияние моментов вертолета.

При отсутствии статической устойчивости характер возмущенного движения показан на рис. 35.

Устойчивость вертолета обычно характеризуют периодом, временем и интенсивностью затухания возмущенного движения, а также уменьшением амплитуды колебаний за один период. За параметры неустойчивости при периодическом возмущенном движении принимают период и время удвоения амплитуды колебаний или достижения определенной величины рассматриваемых параметров движения. Последний критерий является основным в случае апериодической неустойчивости.

полнительного движения вертолета в воздушной среде. Ина дополнительное демпфирование планера вертолета возникает в результате изменения углов атаки у горизонтального оперения при вращении вертолета относительно поперечной оси, и у вертикального оперения — при вращении вертолета относительно вертикальной и продольной осей. Но чем меньше плотность воздуха, тем меньше и демпфирование.

Демпфирование также уменьшается и на больших углах атаки профилей оперения вследствие срывов потока воздуха.

Для облегчения анализа устойчивости вертолета часто продольное движение рассматривают отдельно. Для соосных вертолетов это допустимо вследствие относительной симметричности аэродинамической схемы, в этом случае продольное движение оказывает незначительное влияние на боковое.

При дальнейшем анализе устойчивости управление будет считаться фиксированным, потому что при установке на вертолете Ка-26 необратимых гидроусилителей в большинстве случаев моменты не передаются на ручку управления, и отдельное рассмотрение полета с освобожденным управлением теряет смысл. Характеристики с освобожденным и фиксированным управлением будут одинаковы, если шток гидроусилителя находится в определенном положении.

§ 7. СТАТИЧЕСКАЯ И ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Под продольной статической устойчивостью понимают возникновение при малом возмущении продольных стабилизирующих моментов.

Продольное движение вертолета характеризуется изменением двух основных параметров: скорости и конструктивных углов атаки несущих винтов. Причем конструктивные углы атаки изменяются относительно быстро, а скорость значительно медленнее. Поэтому для облегчения анализа условно продольную статическую устойчивость рассматривают как статическую устойчивость по скорости при постоянных углах атаки и статическую устойчивость по углу атаки при постоянной скорости. Иногда при оценке статической устойчивости за критерий принимается вертикальная перегрузка, потому что, если вертолет способен сохранить заданный угол атаки, то он сохранит и вертикальную перегрузку, определяющую искривление траектории полета.

При анализе продольной статической устойчивости необходимо рассмотреть изменение моментов несущих винтов и планера вертолета.

По моментным диаграммам (см. рис. 29 и 30) видно, что $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} < 0$, т. е. увеличение угла атаки фюзеляжа сопровождается

уменьшением коэффициента продольного момента, а поэтому на планере возникает дополнительный пикирующий момент, являющийся стабилизирующим. Если же углы атаки фюзеляжа уменьшаются, то коэффициент продольного момента увеличивается, что также соответствует возникновению дополнительного стабилизирующего момента планера, но теперь уже кабрирующего. Если же $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} > 0$, то вертолет неустойчив, если $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = 0$, вертолет нейтрален.

Стабилизирующие моменты планера вертолета Ка-26 во всех вариантах применения обеспечиваются большой площадью горизонтального оперения с симметричным профилем, установленным под нулевым или небольшим отрицательным углом установки. Эффективность горизонтального оперения улучшается за счет установки на его консолях вертикального оперения. Но переход к значительным отрицательным углам установки стабилизатора приводит к

статической неустойчивости планера на отрицательных углах атаки (см. рис. 29), так как $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} > 0$. При $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = 0$ планер вертолет на этих углах атаки становится нейтральным на малые их изменения.

Если предположить, что несущие винты жесткие, то при передних центровка у соосного вертолета должна быть статическая устойчивость по углу атаки: при увеличении углов атаки фюзеляжа прирост тяги несущих винтов создаст стабилизирующий пикирующий момент, а при уменьшении углов атаки фюзеляжа уменьшение тяги винтов приведет к возникновению кабрирующего стабилизирующего момента. При шарнирном же креплении лопастей увеличение угла атаки фюзеляжа создает дополнительное отклонение аэродинамической оси несущих винтов назад, поэтому эффективная центровка уменьшается. По условиям балансировки несущие винты должны создавать на отрицательных углах атаки пикирующий момент, эффективная центровка должна оставаться положительной. Если уменьшение эффективной центровки менее значительно, чем прирост силы тяги, то и несущие винты смогут создавать стабилизирующий момент.

Характеристики статической устойчивости несущего винта улучшаются дополнительным демпфирующим инерционным моментом втулки от разноса горизонтальных шарниров. В результате правильно подобранных конструктивных параметров у вертолета Ка-2 при полетах с работающими двигателями обеспечена статическая устойчивость по углу атаки системы «несущие винты — планер». На малых отрицательных, а также положительных углах атаки фюзеляжа планер вертолета создает пикирующий момент (см. рис. 30) поэтому у сбалансированного вертолета ось аэродинамической силы несущих винтов должна проходить впереди центра тяжести. В этом случае увеличение угла атаки и завал конуса вращения вызовет значительный дестабилизирующий, кабрирующий момент несущих винтов, который может оказаться больше стабилизирующего момента планера. Наиболее вероятен такой случай при достаточно больших положительных углах атаки фюзеляжа, соответствующих полету на режиме самовращения несущих винтов.

Анализ статической устойчивости был приведен по «изолированным» моментам планера и несущего винта. При анализе же устойчивости на различных режимах полета будет рассматриваться и взаимное влияние несущих винтов, фюзеляжа, балок, оперения и пр. Это несколько меняет величину параметров, но принципиально анализ не меняется. Поэтому без количественной оценки способ условного изолированного рассмотрения моментов планера и несущих винтов можно применить и для анализа других видов статической устойчивости, например, по скорости.

Статическая устойчивость по скорости у несущих винтов с шарнирным креплением лопастей обеспечивается в основном изменением завала конуса вращения при изменении скорости полета. Так,

если скорость воздушного потока увеличится, то конус вращения отклонится назад. А ввиду того что у винтов изменение коэффициентов маховых движений при постоянном шаге в большинстве случаев больше, чем прирост тяги, то в результате образуется кабрирующий момент. Он будет стабилизирующим, так как создается большее сопротивление воздушному потоку, и скорость будет стремиться уменьшиться. При уменьшении скорости полета уменьшится и завал конуса вращения по потоку, что создаст уже стабилизирующий пикирующий момент.

У планера вертолета при уменьшении скоростного напора на отрицательных углах атаки уменьшится кабрирующий момент, создаваемый горизонтальным оперением, что также будет способствовать возникновению статической устойчивости по скорости. Аналогично, при увеличении скорости полета на постоянном отрицательном угле атаки фюзеляжа у планера увеличивается кабрирующий момент, обеспечивающий статическую устойчивость по скорости вертолета.

Изменение скоростного напора при постоянном положительном угле атаки фюзеляжа вызовет дестабилизирующие моменты планера: при увеличении скорости увеличится пикирующий момент. Неустойчивость планера может значительно превысить статическую устойчивость несущего винта, в результате чего вертолет будет статически неустойчив по скорости.

При анализе балансировочных кривых на различных режимах полета используют как критерий статической устойчивости изменение знака продольного момента по скорости. Если $\frac{\Delta M}{\Delta V} > 0$, то вертолет будет устойчивым, так как рост скорости сопровождается увеличением кабрирующего момента, а при уменьшении скорости — пикирующего (отрицательного) момента. Если же $\frac{\Delta M}{\Delta V} < 0$, то это свидетельствует о неустойчивости вертолета, а при $\frac{\Delta M}{\Delta V} = 0$ вертолет нейтрален.

Под путевой статической устойчивостью понимают возникновение при малом возмущении путевых стабилизирующих моментов.

Движение вертолета относительно вертикальной оси связано с изменением угла скольжения. Вертолет будет обладать путевой статической устойчивостью, если при изменении угла скольжения он будет стремиться устранить это изменение. Чаще всего полет выполняется без скольжения, когда продольная ось вертолета направлена по потоку, как флюгер. Поэтому путевую статическую устойчивость иногда называют флюгерной. Но изменение угла скольжения не меняет реактивных моментов несущих винтов, поэтому, если пренебречь путевыми моментами от боковых сил несущих винтов, то можно рассматривать лишь путевую статическую устойчивость планера.

Анализ путевой статической устойчивости может быть проведен по моментным диаграммам (см. рис. 32 и 33). Как видно из графиков, в диапазоне углов скольжения $\pm 10^\circ$ во всех вариантах применения на положительных и отрицательных полетных углах атаки фюзеляжа кривые изменения коэффициента момента имеют отрицательный наклон $\left(\frac{\Delta m_y}{\Delta \beta} < 0 \right)$. Это свидетельствует о путевой

статической устойчивости планера. Так, например, при правом скольжении возникает отрицательный (разворачивающий вправо) путевой момент, стремящийся устранить скольжение. Если же возникнет левое (отрицательное) скольжение, то образуется положительный (разворачивающий влево) путевой момент, также стремящийся устранить скольжение. Но если вертолет находится в положении равновесия на углах скольжения по абсолютной величине больше 10° , то у различных вариантов применения вертолета характеристики путевой устойчивости изменяются. Например, в грузопассажирском варианте в диапазоне углов скольжения $16\text{--}20^\circ$ (см. рис. 33) проявляется путевая неустойчивость. Это характеризуется отношением $\frac{\Delta m_y}{\Delta \beta} > 0$. И чем больше в этом диапазоне

увеличение правого скольжения, тем значительнее момент, разворачивающий вертолет влево. При $\frac{\Delta m_y}{\Delta \beta} = 0$ (см. рис. 33, $\beta > 20^\circ$)

вертолет обладает нейтральной путевой статической устойчивостью, т. е. не возникает ни стабилизирующих, ни дестабилизирующих моментов.

В действительности на распределение давлений по планеру на различных режимах полета влияет взаимодействие между индуктивным потоком от винтов и потоком от поступательного перемещения. Влияет на степень путевой статической устойчивости и угол атаки фюзеляжа в различных вариантах применения. Так, испытания модели планера показали, что при уменьшении угла атаки диапазон углов скольжения, на которых планер обладает статической устойчивостью, несколько расширяется. Но принципиальный подход к анализу путевой статической устойчивости на различных режимах полета не изменяется.

У вертолета Ка-26 путевая статическая устойчивость достигается установкой большого по площади вертикального оперения в «аэродинамической тени» фюзеляжа. Примерный характер обтекания планера в полете без скольжения изображен на рис. 36.

Если же возникнет скольжение, то часть вертикального оперения выходит из затенения и его эффективность увеличивается. Чем более передняя центровка, тем больше стабилизирующий момент от вертикального оперения на малых углах скольжения. Большие же углы скольжения будут сопровождаться срывом потока на вертикальном оперении, смещением суммарной боковой силы планера к центру тяжести и

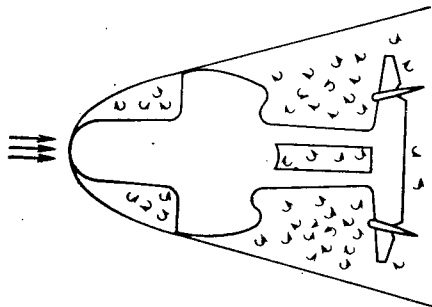


Рис. 36. Аэродинамическая «тень» фюзеляжа

ухудшением путевой устойчивости. При смещении назад на вертикальном оперении образуется дестабилизирующий момент и вертолет неустойчив.

Наличие на рулях направления осевой компенсации и установка необратимых гидроусилителей приводит к тому, что характеристики путевой статической устойчивости одинаковы как при освобожденном, так и при зажатом управлении.

Под поперечной статической устойчивостью понимается возникновение при малых возмущениях поперечных стабилизирующих моментов.

На вертолете, как и на любом летательном аппарате, использующем аэродинамический принцип полета, крен сам по себе не вызывает дополнительных моментов. Но крен вызывает скольжение, и в результате скольжения моменты, действующие на вертолет, изменяются. Если в результате скольжения возникнет дополнительный поперечный момент, направленный в сторону, противоположную скольжению, то этот момент будет стремиться создать крен и уменьшить скольжение. Поэтому такой момент является стабилизирующим, а его проявление свидетельствует о поперечной статической устойчивости. Поперечный момент, действующий в сторону скольжения, увеличит углы крена и скольжения, а значит является дестабилизирующим.

Следовательно, условие поперечной статической устойчивости может быть записано как $\frac{\Delta m_x}{\Delta \beta} < 0$, а условие поперечной статической неустойчивости как

$\frac{\Delta m_x}{\Delta \beta} > 0$. При $\frac{\Delta m_x}{\Delta \beta} = 0$ вертолет статически нейтрален в поперечном направлении.

У несущих винтов с шарнирным креплением лопастей поперечная статическая устойчивость обеспечивается увеличением отклонения аэродинамической оси несущих винтов по потоку. Это приводит к увеличению поперечной эффективной центровки и стремлению вертолета создать крен против скольжения для его устранения.

Наличие у соосного вертолета несущих винтов с разнесенными горизонтальными шарнирами создает значительную поперечную статическую устойчивость. Поэтому даже при незначительных скольжениях вертолет будет стремиться резко накрениться в противоположную сторону.

Для уменьшения поперечной статической устойчивости вертолета искусственно создают поперечную неустойчивость планера. Как видно по моментным диаграммам (см. рис. 31 и 33), кривые имеют положительный наклон $\left(\frac{\Delta m_x}{\Delta \beta} > 0 \right)$ при углах скольжения до 10°

на полетных углах атаки фюзеляжа во всех вариантах применения. При правом скольжении создается правый крен, а при левом — левый. В этом диапазоне углов скольжения планер вертолета неустойчив в поперечном направлении. При больших углах скольжения в эксплуатационном диапазоне углов атаки в моментной диаграмме появляется «ложка», и планер вертолета в одних случаях нейтрален, а в других устойчив.

Поперечная неустойчивость планера объясняется размещением центра давления вертикального оперения ниже центра тяжести вертолета, что при возникновении незначительного скольжения и дает дестабилизирующий момент планера. При больших углах скольже-

ния и при затенении планера фюзеляжем на вертикальном оперении образуются срывы потока и его эффективность и дестабилизирующие моменты уменьшаются. Дестабилизирующие моменты уменьшаются также при увеличении вертикальной центровки.

Из проведенного поверхностного анализа устойчивости вертолета Ка-26 следует, что на определенных режимах он обладает продольной статической устойчивостью, достаточным демпфированием несущих винтов и планера, у него относительно невелики инерционные моменты, а также незначительно влияние боковых моментов на продольные.

Между поперечными и путевыми моментами взаимосвязь более тесная и поэтому, чтобы обеспечить устойчивое боковое движение вертолета, поперечной и путевой статической устойчивости недостаточно. Необходимо еще при определенном соотношении между демпфирующими и инерционными моментами добиться некоторого соотношения между путевой и поперечной статической устойчивостью. В противном случае осуществление одной устойчивости будет мешать проявлению другой.

На соосных вертолетах обычно степень поперечной статической устойчивости превосходит степень путевой статической устойчивости. При чрезмерной поперечной статической устойчивости и энергичной реакции по крену на скольжение возникает не всегда затухающая раскачка вертолета относительно продольной и вертикальной осей. Так, если под действием малого возмущения возникает крен и вслед за ним скольжение, то вертолет быстро устраняет крен, но может не успеть устранить скольжение из-за меньшей степени путевой статической устойчивости. Оставшееся скольжение вызовет крен и скольжение в противоположном направлении, возникнут колебания, этот вид боковой неустойчивости называют колебательной.

На вертолете Ка-26 подбором специальных конструктивных параметров удалось на некоторых режимах полета исключить колебательную неустойчивость и добиться общей динамической устойчивости. Но другие режимы полета характеризуются слабо выраженными расходящимися колебаниями по крену, тангажу и рысканию с периодом колебаний вертолета 6—8 сек.

По оценке пилотов вертолет Ка-26 имеет динамическую устойчивость не хуже, чем одновинтовые вертолеты, но лучше, чем Ка-15. Так, на крейсерских режимах полета вертолет может сохранять исходный режим в течение 15 сек. Более подробно устойчивость будет рассмотрена при конкретном анализе различных режимов полета.

§ 8. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Под управляемостью вертолета понимают его способность совершать предусмотренные техническими условиями маневры с наименьшими затратами энергии пилота. Для облегчения анализа иногда управляемость вертолета рассматривают относительно главных осей вращения.

Одним из основных параметров управляемости является эффективность управления. Математически эффективность управления представляет собой вели-

чину управляющего момента, возникающего при отклонении органов управления на единицу хода. На командных рычагах управления (ручка циклического шага и педали) за единицу хода берется 1 мм, а на исполнительных органах управления (тарелка автомата перекоса, дифференциальное изменение шага, руль направления) — 1°. Поэтому эффективность управления можно представить как $M^{\delta} =$

$$= \frac{\Delta M_{упр}}{\Delta \delta} \text{ или } M^x = \frac{\Delta M_{упр}}{\Delta x}.$$

Величина управляющего момента и эффективность управления в продольно-поперечном управлении для конкретной конструкции будет зависеть от величины эффективной центровки и аэродинамической силы несущих винтов. Эффективностью же путевого управления прямо пропорциональна мощности, подводимой к винтам, и скорости полета.

Для сравнительной оценки управляемости вертолета вводится понятие относительной эффективности управления [6]. Относительной эффективностью управления называют отношение эффективности управления к моменту инерции вертолета относительно рассматриваемой оси вращения $\bar{M}^{\delta} = \frac{M^{\delta}}{I}$

Чем больше эффективность управления и меньше момент инерции, тем значительнее относительная эффективность управления. А так как при увеличении полетного веса обычно моменты инерции увеличиваются, то относительная эффективность управления возрастает с уменьшением полетного веса вертолета. У соосных вертолетов относительная эффективность управления примерно в 3 раза больше, чем у одновинтовых. Поэтому соосные вертолеты имеют большее угловое ускорение при ступенчатом отклонении органа управления на единицу хода.

Уменьшение полученного вертолетом ускорения характеризуют относительным демпфированием. Относительным демпфированием называют отношение демпфирующего момента к моменту инерции вертолета относительно рассматриваемой оси вращения: $\bar{M}^{\omega} = \frac{M^{\omega}}{I}$. А отношение относительной эффек-

тивности управления к относительному демпфированию будет характеризовать реакцию вертолета на отклонение рычагов управления. Действительно, если пилот отклонит орган управления на единицу хода и зафиксирует его, то со временем полученное угловое ускорение под действием демпфирующего момента уменьшится. И в дальнейшем при уравнивании управляющего момента моментом демпфирования вертолет будет вращаться с постоянной угловой скоростью. Чем меньше эффективность управления и больше демпфирование, тем меньше угловая скорость вращения вертолета.

Отношение относительной эффективности управления к относительному демпфированию называют чувствительностью управления: $K^{\delta} = \frac{M^{\delta}}{M^{\omega}}$. Но так как

чувствительность управления характеризует величину угловой скорости вращения при отклонении органа управления на единицу хода, то ее величину можно получить несколькими способами. Например, чувствительность управления может быть определена как отношение угловой скорости вращения к перемещению органа управления.

У современных вертолетов большие постоянные угловые скорости вращения. Но это достигается в основном не вследствие значительной эффективности управления, а вследствие пониженного демпфирования. Чрезмерная чувствительность управления также нежелательна, как и недостаточная: высокая чувствительность управления может привести к раскачке вертолета, а при недостаточной чувствительности (эффективности) управления можно не успеть уйти с опасного режима полета.

Как отмечалось, чувствительность управления определяется соотношением относительной эффективности и относительного демпфирования. Поэтому на чувствительность управления можно воздействовать с помощью этих параметров. Так приравнивают эффективность управления вертолета Ка-26 к эффективности

управления вертолета $S=58$, у которого по данным проведенных исследований он близка к оптимальной.

Основным средством получения приемлемой чувствительности управления в настоящее время является установка средств искусственной стабилизации вертолета, увеличивающих демпфирование. К таким средствам относятся автопилоты, гироскопические стержни Белла, серволапатки Хиллера и др. Но для получения отличных характеристик управляемости одновременно требуется и увеличение эффективности управления.

Чтобы достичь угловой скорости вращения, характеризуемой чувствительностью управления, требуется определенное время. К уменьшению времени запаздывания приводит уменьшение момента инерции и увеличение демпфирования. Приближенно считают, что время для получения постоянной угловой скорости вращения составляет примерно $\frac{3}{M^{\omega}}$ сек. Иногда принимают за запаздывание время

от начала действия органом управления до начала изменения режима полета или положения вертолета. Это время обратно пропорционально относительному демпфированию и не должно превышать величины, определяемой быстротой реакции пилота.

Если рассматривать отклонение органа управления, приходящееся не на единицу хода, а на большую величину, то угловое ускорение, сообщаемое вертолету, увеличивается, так как увеличивается управляющий момент. Максимальный управляющий момент, возникающий при отклонении органа управления от нейтрального положения до упора, называют мощностью управления. Следовательно, мощности управления будет соответствовать максимальное угловое ускорение. Чем больше мощность управления и максимальное угловое ускорение, тем лучше управляемость, проще уйти от опасного режима полета и больше допустимый диапазон центровок. Но в реальных условиях полета практически полностью использовать мощность управления не всегда возможно, потому что для балансировки вертолета необходимо перемещать органы управления от нейтралы. Максимальное угловое ускорение в основном служит для сравнительной оценки различных типов вертолетов. Чтобы обеспечить уход вертолета с опасных режимов полета, должен всегда оставаться достаточный запас управляющего момента. Необходимый управляющий момент для парирования внешних возмущений при предельных центровках на критических режимах полета, определяется запасом управления.

Запасом управления называют отклонение командного рычага управления от балансировочного положения до упора, выраженное в процентах полного хода рычага. В зависимости от назначения вертолета и режима полета минимально допустимые запасы управления изменяются, но обычно они должны быть не менее 20%.

У вертолета Ка-26 по данным испытаний запасы управления на всех режимах полета во всех вариантах применения достаточны. В сельскохозяйственных вариантах на эксплуатационных режимах полета запасы управления больше, чем в грузо-пассажирском варианте с подвесной кабиной. Для увеличения запаса продольного управления до заднего упора отклонение ручки управления назад (от нейтрального положения тарелки автомата перекоса) больше, чем вперед. Нейтральному положению штока гидроусилителя и среднему положению ручки управления соответствует отклонение тарелки автомата перекоса назад на $1^{\circ}+10'$. Если же тарелка автомата перекоса установлена нейтрально, то ход гидроусилителя при отклонении ручки вперед $30+0,5$ мм, а при отклонении ручки назад $50+0,5$ мм. В поперечном и путевом управлении среднее (нейтральное) положение ручки управления и педалей соответствует нейтральному положению штока гидроусилителей. Ход штоков гидроусилителей от нейтрального положения до упора $\pm 40+0,5$ мм. За-

висимости отклонения тарелки автомата перекоса от перемещения ручки управления и изменение дифференциального шага винтов при отклонении педалей показаны на рис. 37.

При положении гидроусилителей на упорах ход ручки от нейтрального положения на себя составляет $185-203$ мм, от себя — $121-135$ мм, влево-вправо — $130-145$ мм, ход педалей — $84,5-94,5$ мм и отклонение руля направления — $\pm 27-2^{\circ}$.

Затраты энергии пилота и безопасное управление вертолетом характеризуются также усилиями на командных органах управления и независимостью их действий. Нагрузки на органах управления (если цепи управления из жестких тяг) зависят от шарнирных моментов лопастей и рулей направления. Но так как лопасти вращаются, то будут вместе с ними перемещаться шарнирные моменты, и даже при постоянной нагрузке ручка управления также будет вращаться. Переменные аэродинамические силы и моменты по ометаемой поверхности винта вызовут еще большее вожделение ручки управления. Но относительная симметричность соосной схемы уменьшает неравномерность нагрузок. Кроме того, профили НАСА-230 имеют незначительное смещение центра давления при изменении угла атаки, а компоновка лопасти обеспечивает небольшие шарнирные моменты в относительно большом диапазоне углов атаки. Включение же в проводку управления необратимых гидроусилителей полностью исключает хотя и небольшие, но все же пульсирующие нагрузки. Однако при этом пилот не может судить об изменении режима полета по изменению нагрузки на командных органах управления, а это может привести к чрезмерному их отклонению и вызвать раскачку вертолета.

Чтобы пилот не допускал несоразмерных отклонений ручки управления и педалей, в целях продольного, поперечного и путевого

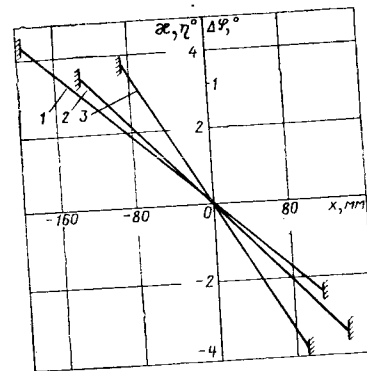


Рис. 37. Зависимость отклонения тарелки автомата перекоса от перемещения ручки управления и изменение дифференциального шага винтов при отклонении педалей:

1 — $\alpha = f(x_B)$; 2 — $\eta = f(x_K)$; 3 — $\Delta\varphi = f(x_H)$

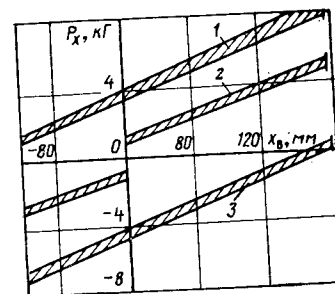


Рис. 38. Расчетные характеристики механизмов загрузки для продольного управления с выключенным электромагнитным тормозом:

1 — при крайнем переднем положении рычага электромагнитной муфты; 2 — при нейтральном положении рычага электромагнитной муфты; 3 — при крайнем заднем положении рычага электромагнитной муфты

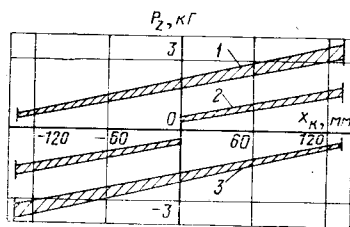


Рис. 39. Расчетные характеристики механизмов загрузки для поперечного управления с выключенным электромагнитным тормозом:

1 — при крайнем переднем положении рычага электромагнитной муфты; 2 — при нейтральном положении рычага электромагнитной муфты

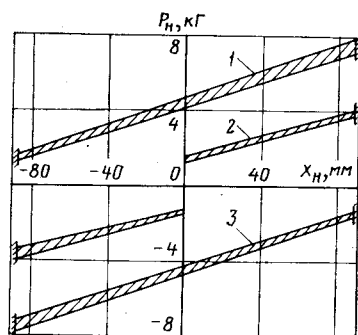


Рис. 40. Расчетные характеристики механизмов загрузки для ножного управления с выключенным электромагнитным тормозом:

1 — при крайнем переднем положении рычага электромагнитной муфты; 2 — при нейтральном положении рычага электромагнитной муфты; 3 — при крайнем заднем положении рычага электромагнитной муфты

пей управления зависит также от качества регулировок и режима полета.

§ 9. ОЦЕНКА ПИЛОТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ

Пилотирование вертолетом сводится к установлению необходимого режима полета путем воздействия на органы управления. При этом пилот устраняет возникающие несоответствия между действительными и потребными характеристиками полета, а также устанавливает положение вертолета в пространстве. С точки зрения пилота управление представляет собой единство процессов восприятия,

управлений установлены пружинные механизмы. И чем больше линейное перемещение ручки управления и педалей, тем больше искусственно создаваемые на них нагрузки. Расчетные нагрузки на ручке управления в зависимости от положения рычага электромагнитной муфты показаны на рис. 38 и 39, а на педалях — на рис. 40.

Пользуясь расчетными характеристиками механизмов загрузки и балансировочными кривыми, можно оценить усилия на ручке управления и педалях при различных режимах полета. Допустимое отклонение усилий триммерных механизмов от заданных не более 30%. Усилия на педалях больше, чем на ручке управления, а на ручке управления в продольном управлении больше, чем в поперечном. Это связано с биологическими особенностями человека.

Электромагнитные муфты, включенные в проводку управления, при необходимости позволяют мгновенно снять усилия с ручки управления от загрузочных механизмов, и поэтому выполняют роль автотриммера. Органы управления при этом фиксируются установкой в триммерных механизмах пружин с предварительным натягом.

Относительная независимость в реакции вертолета на отклонение командных рычагов управления пилотом, как отмечалось, обеспечивается самой соосной схемой вертолета. Но степень независимости це-

мышления и действия. Чем проще протекание указанных процессов, тем легче пилотирование.

У устойчивого вертолета характер отклонения командных рычагов для изменения режима полета должен быть прямым. Например, чтобы увеличить скорость полета, нужно парировать стремление вертолета уменьшить ее (см. § 7), а поэтому необходимо отклонять ручку управления от себя. Правда, запаздывание реакции вертолета на действия пилота (см. § 8) потребует некоторого незначительного обратного хода ручки управления, иначе отклонившийся от исходного положения вертолет по инерции будет стремиться пройти задаваемый режим полета.

Если же вертолет неустойчив, то, отклонив ручку управления вперед, пилот вынужден будет вернуть ее не только в исходное положение, но и отклонить назад для прекращения быстро развивающегося движения вертолета. С учетом же запаздывания управления характер отклонения командных органов управления получается еще более сложным. Примерный характер перемещения ручки управления на различных вертолетах при переходе с одного режима полета на другой показан на рис. 41.

На нейтральном вертолете с пониженной устойчивостью также остаются небольшие двойные отклонения командных органов управления. Однако здесь полезно заметить, что на устойчивом вертолете все же при увеличении скорости полета ручка управления останется отклоненной от себя, а на нейтральном вертолете возвращается в исходное положение. Такой характер балансировочного положения ручки управления вытекает из анализа статической устойчивости: у нейтрального вертолета не возникает дополнительных моментов, а у устойчивого вертолета дополнительные моменты от возмущения стабилизирующие.

Следовательно, для облегчения пилотирования вертолет должен быть устойчив и иметь малое запаздывание в управлении. Чем лучше устойчивость вертолета, тем проще характер отклонения командных органов управления, и практически отсутствуют двойные движения.

Для выполнения заданного маневра упрощается «дозировка» отклонения ручки управления и педали. Разгружается внимание пилота и уменьшаются затраты его энергии.

Устойчивость вертолета позволяет пилоту быстро исправить ошибку, допущенную при пилотировании, исключает самопроизвольный выход на опасный режим и помогает легко сбалансировать вертолет при воздействии на него внешних возмущений.

Характеристики устойчивости и управляемости вертолета Ка-26 облегчают пилотирование и способствуют повышению безопасности полета.

Пилоты вертолетов положительно отмечают малые потребные отклонения командных рычагов управления вследствие хорошей эффективности и чувствительности управления вертолета. Правильно подобранные характеристики загрузочных механизмов обеспечивают при этом малые нагрузки в системе управления. Проявление некоторой статической неустойчивости пилоты оценивают как несколько повышенную эффективность управления или же как собственную ошибку в пилотировании вертолета.

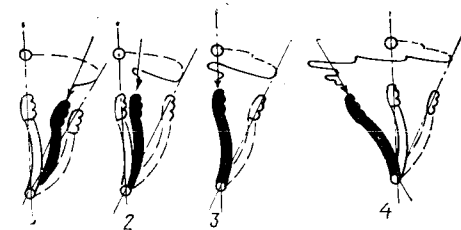


Рис. 41. Характер отклонения ручки управления при переходе с одного установленного режима на другой:

1 — устойчивый вертолет; 2 — вертолет с пониженной устойчивостью; 3 — нейтральный вертолет; 4 — неустойчивый вертолет; О — исходное положение; — — — — — прямой ход; — — — — — конечное положение

Во всех вариантах применения наблюдается относительно хорошее «хождение за ручкой», что особенно важно при выполнении полетов на малых высотах и скоростях.

Автотриммером, установленным на вертолете, можно пользоваться с большей эффективностью, чем обычными триммерными механизмами, применяемыми на вертолетах других типов. Никаких неудобств от использования автотриммеров не возникает, но пилот должен приобрести некоторый навык, так как нагрузки с ручки и педалей снимаются мгновенно.

Перед нажатием на кнопку автотриммера не следует прикладывать к ручке управления и педалям значительных усилий, потому что ощущается резкое пропадание усилий и «рывок» в управлении, что может вызвать излишнее отклонение рычагов управления. Но не следует выполнять полет, и особенно переходные режимы, с беспорывно нажатой кнопкой управления, так как отсутствие нагрузок может вызвать чрезмерную раскачку вертолета. Снимать нагрузки с органов управления необходимо периодическими частыми и короткими нажатиями на кнопку автотриммера после небольших отклонений органов управления. Иногда целесообразно снимать нагрузки после переходного режима полета одним нажатием на кнопку автотриммера. Например, чтобы не вызвать раскачку вертолета, не следует пользоваться кнопкой автотриммера в момент отрыва или приземления вертолета.

Подробнее выполнение отдельных режимов полета будет разобрано в дальнейшем, а пока можно заключить, что по технике пилотирования, характеристикам устойчивости и управляемости вертолет Ка-26 в эксплуатационном диапазоне высот, скоростей и центровок в основном лучше отечественных вертолетов без автопилотов.

§ 10. ВЛИЯНИЕ УПРАВЛЕНИЯ НА СБЛИЖЕНИЕ ЛОПАСТЕЙ

Следует отметить, что дополнительное изменение углов установки и аэродинамических сил лопастей при отклонении органов управления приводит к изменению углов взмаха и коэффициента сближения. Так, отклонение вперед левой педали увеличивает углы установки и аэродинамические силы у лопастей верхнего винта и уменьшает их у нижнего. Это способствует увеличению расстояния между лопастями. Но отклонение вперед правой педали вызывает увеличение углов установки лопастей у нижнего винта и уменьшение углов установки у верхнего. Поэтому аэродинамические силы лопастей верхнего винта уменьшаются, а у нижнего винта увеличиваются, а это уже обеспечивает дополнительное сближение лопастей.

Чем больше перемещение правой педали вперед, тем значительнее изменение дифференциального шага винтов (см. рис. 37) и больше сближение лопастей. Полное отклонение правой педали увеличивает сближение лопастей на 25%, и дальнейшему сближению лопастей препятствует лишь ограничение изменения дифференциального

шага винтов. Но следует отметить, что резкое перемещение педали на сближение лопастей не влияет, так как винты получают «управляющий сигнал» одновременно. Влияет на сближение лопастей отклонение ручки управления. Поперечное перемещение ручки влево (вправо) создает в азимуте 90° (270°) у лопасти верхнего винта импульс на взмах вниз, а у нижнего — вверх.

Используя метод анализа махового движения лопасти (см. гл. I, § 4 и 5) и зная точки встречи лопастей (см. с. 24), можно установить, что отклонение ручки управления влево способствует наибольшему сближению лопастей на больших скоростях полета в точке встречи 3, а отклонение ручки управления вправо способствует сближению лопастей в точке встречи 6 на малых скоростях полета.

С учетом балансировки вертолета в установившемся горизонтальном полете, которая будет рассмотрена в гл. V, на вертолете Ка-26 получена максимальная величина сближения концов лопастей 25—35% на индикаторных скоростях 40—50 км/ч в точках встречи 5 и 6, а также 50—57% на индикаторной скорости 180 км/ч в точках встречи 2 и 3. Причем наибольшее сближение лопастей соответствует точкам встречи 3 и 6. На крейсерских же скоростях полета сближение незначительно. И наименьшее сближение лопастей (до 24%) соответствует скорости 100 км/ч. С ростом скорости полета от минимальной до максимальной наибольшее сближение лопастей перемещается из точки встречи 6 к точке 3.

Дополнительное сближение лопастей от «дач» ручкой управления до упоров невелико и на режимах висения, а также горизонтального полета на индикаторных скоростях 68 и 120 км/ч максимальный прирост сближения концов лопастей не превышает 10—15%.

Незначительный прирост сближения лопастей от перемещения ручки управления и относительно небольшое изменение балансировки вертолета Ка-26 обусловили то, что практически для всех точек встречи во всем эксплуатационном диапазоне скоростей сближение не зависит от направления траектории полета. А так как на вертолете незначительные расходы управления и при изменении центровок, то перемещение центра тяжести по продольной оси в диапазоне 125—225 мм от оси несущих винтов также практически не влияет на величину максимального сближения в эксплуатационном диапазоне скоростей полета.

Но на величину сближения лопастей может оказать влияние темп перемещения ручки управления. При выключенной гидросистеме темп перемещения ручки пилотом может достигать 10 гц и лопасти успевают получить импульсы в разных азимутах. Поэтому сближение при резкой манере пилотирования может возрасти до 40%.

Однако для нормального пилотирования вертолетам нужна частота отклонения ручки управления 0,3—0,7 гц, а кроме того, темп перемещения ручек управления при малых нагрузках на них ограничивается гидроусилителями. И при обычных нагрузках максимально возможный темп перемещения ручки управления и педалей

от балансировочного положения до упора и обратно не менее 0,38—0,50 сек, т. е. частота не более 2 гц.

Максимальная скорость перемещения органов управления на вертолете Ка-26 при больших нагрузках на командные рычаги ограничивается скоростью перемещения штоков гидроусилителя РП-48, так как при нагрузке на золотник ± 70 кг гидроусилители работают как промежуточные тяги. В полетах на вертолете Ка-26 был достигнут максимальный темп отклонения ручки управления 0,2 сек (5 гц).

В испытательных полетах «дачи» управлением выполнялись максимально возможным темпом. Но даже при комбинированном «дачах» ручкой циклического шага и правой педалью максимальное сближение составляло 48% в точке встречи 6 на индикаторной скорости 68 км/ч и 45% в точке встречи 3 на индикаторной скорости 120 км/ч.

Влияние криволинейности полета на сближение лопастей незначительно, потому что угловые скорости вращения вертолета на много меньше угловой скорости вращения несущих винтов и следовательно, относительно невелико изменение углов атаки элементов лопастей и боковых завалов конусов вращения. Но следует отметить, что уменьшение угла тангажа вызывает увеличение углов атаки на передней части несущих винтов и уменьшение на задней. А поэтому на малых скоростях полета, которые для эксплуатации являются основными, сближение слева увеличивается.

При выполнении на вертолете Ка-26 различных маневров в диапазоне индикаторных скоростей 60—140 км/ч наибольшее сближение получено на правых спиралях с креном 45° на индикаторной скорости 60 км/ч. Однако величина сближения не превышает 45%.

Но боковые завалы конусов вращения несущих винтов увеличиваются с ростом угла атаки, а потому в испытаниях были выполнены торможения при индикаторной скорости 90 км/ч с «дачами» правой педалью и рычагом общего шага «с проваливанием». Однако сближение концов лопастей составило лишь 50% в точке встречи 6.

Дополнительное «проваливание» может сопровождать полеты вертолета в турбулентной атмосфере и сближение лопастей увеличится при попадании в вертикальный порыв. При интенсивной болтанке вертикальная перегрузка по результатам измерений на вертолете Ка-15 может изменяться от 0,44 до 1,52. В тех случаях, когда перегрузка будет мгновенно меняться от максимальной до минимальной, и будет наибольшее сближение лопастей. Это может возникнуть при переходе из зоны мощных восходящих потоков в нисходящие и усугубится резкими «дачами» управлением. Дополнительно осложнить положение может потеря скорости и как следствие возникнет усложнение пилотирования и увеличенные отклонения командных рычагов управления.

Проведенными исследованиями на соосных вертолетах установлено, что наиболее опасным по сближению лопастей является режим планирования с гашением скорости. На вертолете Ка-26 при посад-

ках на режиме самовращения несущих винтов с индикаторной скоростью планирования 105 км/ч при индикаторной скорости приземления 50 км/ч и числе оборотов несущих винтов 93—80% было получено сближение 50% в точках встречи 5 и 6. Если же на режиме планирования уменьшить скорость отклонением ручки управления на себя до 30—40 км/ч с полным отклонением правой педали и допустить падение числа оборотов, то сближение составит 80—82%. Проведенные неоднократные полеты дали при этом стабильные результаты. Но для повышения безопасности полетов не следует допускать падения числа оборотов ниже 80%.

Особенно опасно, если число оборотов мало при раскрутке и остановке несущих винтов. В этих случаях внешние возмущения при малых центробежных силах могут привести к схлестыванию лопастей. Чтобы исключить подобные явления, раскручивание и остановку несущих винтов днем нужно производить при скорости ветра спереди не более 16 м/сек, сбоку не более 8 м/сек и сзади не более 3 м/сек. При скорости ветра более 8 м/сек запускать двигатели следует только с включенным тормозом несущих винтов. Максимально допустимая скорость ветра для ночных полетов равна 12 м/сек.

При базировании вертолета на корабле учитывается скорость результирующего потока от движения судна и ветра. Раскрутку и остановку несущих винтов вертолета на корабле следует вести только против воздушного потока и при постоянном курсе корабля. Если судно не имеет кренов и перемещений палубы по высоте, то максимально допустимая скорость потока 16 м/сек (при кренах до 4° и килевой качке до 3 м — 12 м/сек).

После приводнения вертолета остановку и раскрутку несущих винтов выполняют при скорости ветра не более 8 м/сек и волнении моря не более 1 балла, потому что при большом волнении возникает опасность столкновения лопастей при числе оборотов менее 30%.

Перед началом раскручивания или остановки винтов следует рычаг «шаг-газ» установить на нижний упор, левую педаль отклонить полностью вперед, а ручку управления установить нейтрально в поперечном направлении и на треть хода вперед от среднего положения. В таком положении органы управления должны удерживаться до полного окончания раскручивания или остановки винтов.

Глава III. ВИСЕНИЕ И ВЕРТИКАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

§ 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

При анализе динамики полета летательных аппаратов рассматриваются установившиеся и неустойчивые движения. Вид режима полета при этом определяется характером изменения во времени параметров движения. Установившимися называется такой режим, при котором все параметры, характеризующие полет, остаются постоянными. Практически выполнить такой полет невозможно,

потому что сам летательный аппарат представляет собой тело переменной массы. И, например, изменение веса вертолета приводит к изменению потребной для полета мощности, а это вызывает изменение угла тангажа, конструктивных углов атаки несущих винтов, угла крена или скольжения, скорости полета и т. д., т. е. движение становится неустановившимся. Но в небольшие отрезки времени без большой погрешности можно условно считать неустановившееся движение установившимся (квазиустановившимся)¹. Такое допущение значительно упрощает анализ уравнений движения (так как можно пренебречь небольшими ускорениями, силами инерции) и позволяет определить предельные возможности вертолета.

К установившимся режимам полета вертолета относятся: висение, набор высоты, горизонтальный полет и снижение. На этих режимах вертолет при отсутствии ускорений находится, согласно первому закону механики, в состоянии покоя или прямолинейного движения. И наоборот, для выполнения установившихся режимов полета необходимо состояние равновесия, и уравнения движения в общем случае принимают вид:

$$\Sigma M = 0; \Sigma F = 0.$$

Условия балансировки вертолетов были рассмотрены ранее, а основным вопросом анализа установившихся режимов является равновесие сил. Для анализа движения вертолета используется скоростная система координат, направления осей которой совпадают с направлениями движения центра тяжести вертолета. Точки приложения внешних сил условны, так как при наличии балансировки вращения вертолета отсутствуют. Для упрощения анализа аэродинамические силы соосных винтов рассматриваются как аэродинамические силы эквивалентного винта.

Режимом висения в аэродинамике называют такой режим полета, когда отсутствуют любые перемещения относительно воздуха. В эксплуатации под висением понимают отсутствие перемещений относительно земной поверхности, поэтому режим висения будет совпадать с висением по определению аэродинамики только в штиль. Чтобы не было перемещений относительно воздуха при ветре, вертолет должен перемещаться относительно земли со скоростью ветра, в противном случае при выполнении эксплуатационного висения вертолет будет выполнять полет относительно воздуха. В данной главе рассматривается в основном висение по определению аэродинамики. Случаи эксплуатационного висения будут оговариваться особо.

Вертикальные режимы полета рассматриваются и в теории и в летной эксплуатации относительно земной поверхности. К этим режимам относят вертикальный набор высоты и вертикальное снижение.

Под установившимся вертикальным набором высоты понимают полет вертолета с постоянной вертикальной скоростью по восходящей прямолинейной траектории, перпендикулярной к земной поверхности.

Под установившимся вертикальным снижением понимают полет вертолета с постоянной вертикальной скоростью по нисходящей прямолинейной траектории, перпендикулярной к земной поверхности.

Снижение вертолета осуществляется под действием земного притяжения, и поэтому оно может выполняться как с работающими, так и с неработающими двигателями. Вертикальное снижение с неработающими двигателями не является эксплуатационным режимом полета вертолета и будет рассмотрено в гл. VII.

Для облегчения анализа предположим, что вертикальные режимы выполняются в штиль. В этих случаях, как и при висении, несущие винты работают в прямом потоке. Режим вихревого кольца, возникающий при вертикальном снижении с работающими двигателями и вертикальной скоростью, соизмеримой с индуктивной, не является эксплуатационным и также будет рассмотрен в особых случаях полета (см. гл. VII). Условия равновесия на висении и эксплуатационных вертикальных режимах полета в штиль принципиально аналогичны. Схема взаимодействия сил на этих режимах показана на рис. 42.

На вертолет, как и на всякое материальное тело действует сила веса G , которая направлена к центру земного шара. Но вследствие большого радиуса кривиз-

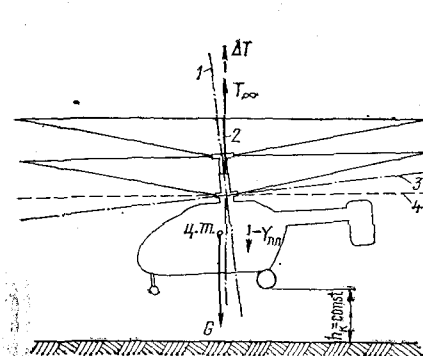


Рис. 42. Схема взаимодействия сил на режимах висения и вертикального полета в штиль:

1 — конструктивная ось вращения несущих винтов; 2 — аэродинамическая ось несущих винтов; 3 — конструктивная плоскость вращения нижнего винта; 4 — плоскость, параллельная плоскости концов лопастей

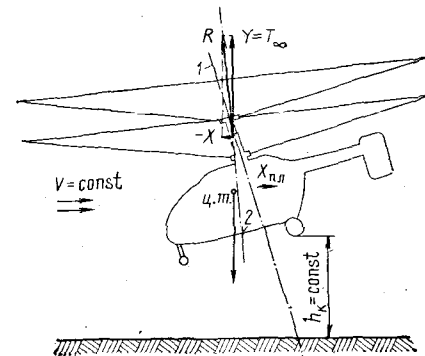


Рис. 43. Схема взаимодействия сил на эксплуатационных режимах висения и вертикального полета:

1 — конструктивная ось вращения несущих винтов; 2 — аэродинамическая ось винтов

ны земли условно считают, что направление силы веса в равнинной местности совпадает с перпендикуляром к земной поверхности.

При работе несущих винтов планер вертолета обдувается индуктивным потоком. Поэтому на планере в направлении индуктивного потока создается сила вредного сопротивления, соответствующая отрицательной подъемной силе планера в поступательном полете $Y_{пл}$.

Для сохранения постоянной высоты на режиме висения или для постоянства вертикальной скорости на вертикальных режимах полета сила веса и отрицательная подъемная сила планера должны быть уравновешены аэродинамической силой несущих винтов:

$$R = G + | - Y_{пл} |.$$

Если считать эквивалентный винт соосной несущей системы жестким, то аэродинамическая сила является силой тяги: $R = T$. Таким образом,

$$T = G + | - Y_{пл} | \text{ или}$$

$$T - Y_{пл} = T - \Delta T = T_{\infty} = G.$$

и уравнения движения на вертикальных режимах полета и висения принимают вид:

$$\Sigma M = 0; T_{\infty} = G.$$

В общем случае распределение давлений по поверхности планера при обдуве индуктивным потоком неравномерное. В пределах допусков различны регулировки несущих винтов. Поэтому по перпендикуляру к траектории полета (параллельно поверхности земли) могут возникнуть неуравновешенные аэродинамические силы. Для выполнения вертикальных режимов и висения в этом случае

¹ В дальнейшем для краткости изложения квазиустановившееся движение именуется установившимся.

необходимо отклонить аэродинамическую силу несущих винтов в сторону, противоположную действию неуравновешенной силы, чтобы добиться $\Sigma F = 0$.

Аналогичными должны быть действия при выполнении эксплуатационного висения или вертикальных режимов (рис. 43). При этом для отсутствия продольных смещений необходимо, чтобы $-X = -X_{пл}$, а для отсутствия боковых смещений (например, при боковом ветре) $Z = Z_{пл}$.

В летной эксплуатации контрольные висения выполняются перед каждым вылетом для определения центровки вертолета, исправности органов управления и агрегатов вертолета, правильности расчета взлетного веса. Контрольные висения выполняются и при вертикальных посадках для уточнения места приземления, проверки правильности определения посадочного веса, снятия нагрузок с командных рычагов управления. При невозможности приземления на режиме висения осуществляется разгрузка и погрузка вертолета. На режиме висения могут выполняться различные специальные работы. Этот режим является одним из основных в учебных полетах и при тренировках.

Переход на контрольное висение перед каждым вылетом осуществляется на режиме вертикального подъема. Вертикальные подъем и снижение выполняются в учебных целях, при тренировках и выполнении специальных работ и при вертикальном взлете или посадке.

§ 2. ТЯГА НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Тяга, создаваемая несущим винтом, по теории элемента лопасти может быть определена по основному закону сопротивления воздуха:

$$T = c_T \frac{\rho (\omega R)^2}{2} F, \text{ или } T = c_T \frac{\Delta (\omega R)^2}{16} F,$$

$$\text{так как } \Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}, \text{ а } \rho_0 = \frac{1}{8} \frac{\kappa \Gamma \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}.$$

Коэффициент тяги находят по характеристике (полюре) несущего винта на режиме висения: $c_T = f(m_k)$, полученной расчетом на вычислительной машине для винта Н-1 (см. рис. 3).

Для висения и вертикальных режимов полета расчетным режимом работы двигателя является взлетный. Поэтому при нахождении максимальной тяги несущего винта коэффициент крутящего момента берется из формулы для крутящего момента винтов на взлетном режиме:

$$m_k = \frac{2M_{кр}}{\rho (\omega R)^2 F R},$$

$$\text{а так как } M_{кр} = \frac{75N_{расп}}{\omega} = \frac{75 \cdot 2N_{1дв}}{\omega} \zeta \text{ и } \rho = \frac{\Delta}{8},$$

$$\text{то } m_k = \frac{2400N_{1дв}}{\Delta (\omega R)^3 F} \zeta.$$

По аэродинамическому расчету максимальная свободная тяга несущих винтов вертолета Ка-26 в стандартных атмосферных условиях на уровне моря равна 3270 кГ. Но различные несущие винты имеют геометрические параметры, отличающиеся в пределах допуска от расчетных. Отличаются и характеристики двигате-

ля, и регулировки управления. Поэтому для вертолета Ка-26 в стандартных атмосферных условиях на уровне моря принята свободная тяга $T_{max} = 3200 - 2\% \text{ кГ}$.

Для повышения безопасности полетов предлагается считать свободную тягу вертолета в стандартных атмосферных условиях близкой к нижнему пределу допуска, т. е. 3150 кГ.

При увеличении барометрической высоты тяга несущих винтов уменьшается, так как уменьшается плотность воздуха, давление за нагнетателем и мощность невысотных двигателей М-14В-26. Изменение мощности двигателя может быть учтено по формуле

$$N_H = N_0 A,$$

где A — коэффициент изменения мощности невысотного двигателя,

$$\text{определяемый по зависимости } A = 1,11 \frac{\rho_H}{\rho_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11,$$

или по таблицам стандартной атмосферы.

Изменение барометрической высоты на 100 м приводит к изменению свободной тяги несущих винтов на 30 кГ, а изменение температуры наружного воздуха на 10°C вызывает изменение свободной тяги на 65 кГ. Допустимый диапазон температур для эксплуатации вертолета приведен на рис. 44.

При увеличении влажности воздуха уменьшается его плотность и мощность двигателей. Изменение абсолютной влажности воздуха (упругости водяного пара) на 5 мм рт. ст. приводит к изменению свободной тяги на 20 кГ. Особенно значительно на изменении тяги винтов сказывается изменение мощности двигателя за нагнетателем или же увеличение гидравлических потерь. На вертолете Ка-26 при закрытой заслонке подогрева температура воздуха на входе в карбюратор все же превышает температуру наружного воздуха. И чем больше температура головок цилиндров, тем больше температура воздуха на входе в карбюратор и меньше давление всасывания, а поэтому меньше тяга, развиваемая винтом. Увеличение температуры го-

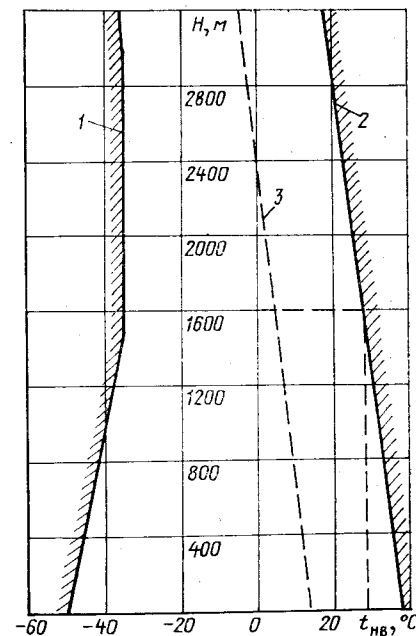


Рис. 44. Допустимый диапазон температур для эксплуатации вертолета:

1 — минимальная температура для арктических условий; 2 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

ловов цилиндров в диапазоне 140—200°С снижает свободную тягу несущих винтов примерно на 40 л. с.

Однако температура воздуха на входе в карбюратор для улучшения смесеобразования должна быть не менее +15°С, поэтому при температуре +5°С и ниже необходимо подогревать воздух, входящий в карбюратор. На вертолете Ка-26 система подогрева выполнена таким образом, что при открытии заслонки не только повышается температура воздуха при входе в карбюратор, но и понижается давление, потому что увеличиваются гидравлические потери. Потери давления будут зависеть от подогрева воздуха (угла открытия заслонки) и будут максимальными, если поступление воздуха из ресивера полностью перекрыто. Если температура на входе в карбюратор увеличивается с 10 до 20—25°, то это уменьшает давление наддува на 22 мм рт. ст. Рост же температуры на входе в карбюратор до 30—35°С снижает давление наддува на 24 мм рт. ст. Изменение давления наддува на 10 мм рт. ст. приводит к изменению тяги на 50—60 кг.

На величину свободной тяги винтов влияет также угол отгиба триммерных пластин лопастей. Увеличение угла отгиба уменьшает свободную тягу винтов, поэтому не следует для снижения усилий на рычаге «шаг-газ» при отключенной гидросистеме чрезмерно увеличивать отгиб пластин. При увеличении отгиба от 29 до 32 мм при выключенной гидросистеме на режиме висения усилие на рычаге «шаг-газ» не превышает 16 кг, но тяга уменьшается на 20—30 кг. Увеличение же отгиба пластин больше допустимого в диапазоне 32—35 мм снижает тягу примерно на 120 кг.

На рис. 45 показана зависимость свободной тяги несущих винтов от барометрической высоты и температуры наружного воздуха. При построении графиков принято: двигатели работают на взлетном режиме, отсутствуют перемещения вертолета относительно воздуха, при температурах наружного воздуха +25°С и более абсолютная влажность 18 мм рт. ст., а при более низких температурах относительная влажность 80%; при температурах же наружного воздуха выше +5°С система подогрева воздуха, поступающего в карбюратор, отключена и температура головок цилиндров 190°С; при температурах наружного воздуха ниже +5°С температура воздуха на входе в карбюратор равна +15°С.

ГосНИИ ГА предлагает пользоваться графиками, при построении которых принято: двигатели работают на взлетном режиме, отсутствуют перемещения вертолета относительно воздуха, относительная влажность равна 60%, температура головок цилиндров — 210—230°С, температура воздуха на входе в карбюратор — +15°С, свободная тяга в стандартных условиях на уровне моря — 3150 кг [16].

На режиме висения с достаточной степенью точности можно считать, что потребная тяга равна по величине весу вертолета. Это допущение справедливо, так как вредное сопротивление планера от обдувки индуктивным потоком учитывается коэффициентом использования мощности двигателей.

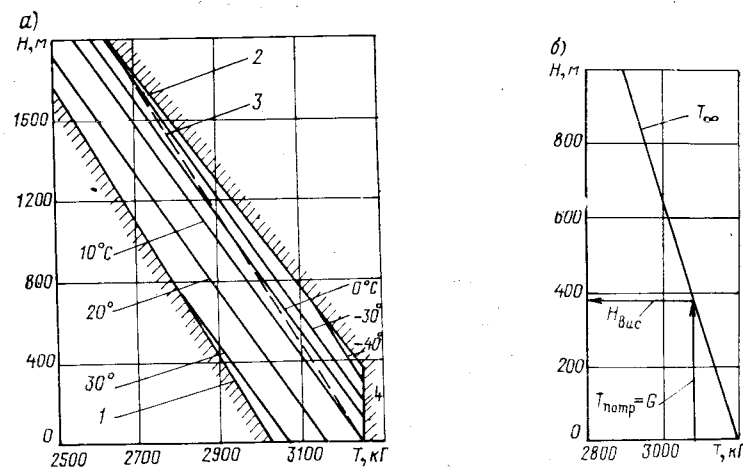


Рис. 45. Зависимость свободной тяги несущих винтов от барометрической высоты и температуры наружного воздуха:

а — расчетная зависимость; б — по данным испытаний для стандартных условий: 1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы; 4 — максимально допустимый вес вертолета

Для выполнения установившегося режима полета потребная тяга и тяга, создаваемая несущим винтом, должны быть равны, поэтому $T_{\infty} = G$.

Потолком висения называется максимально возможная высота в стандартных атмосферных условиях, на которой вертолет на расчетном режиме работы двигателей с заданным полетным весом не перемещается относительно воздуха. Потолки висения вертолета Ка-26 в транспортных и сельскохозяйственных вариантах практически одинаковы.

На рис. 45, б показано изменение свободной тяги несущих винтов в стандартных атмосферных условиях. Как видно из графика, при полетном весе 3085 кг потолок висения вертолета равен 390 м, при полетном весе 2990 кг — 690 м, а при максимальном взлетном весе потолок висения равен нулю.

Потолок висения вертолета в конкретных метеоусловиях может быть определен по рис. 45, а.

Высота посадочных площадок вертолета обычно больше потолка висения, потому что при работе винтов вблизи экранирующей поверхности земли их тяга увеличивается.

Анализ материалов испытаний показывает, что практическое влияние земли на тягу начинается на высотах меньше 9,6 м от колес основного шасси до земли. Это расстояние соответствует высоте 13 м, если считать от середины расстояния между втулками несущих винтов.

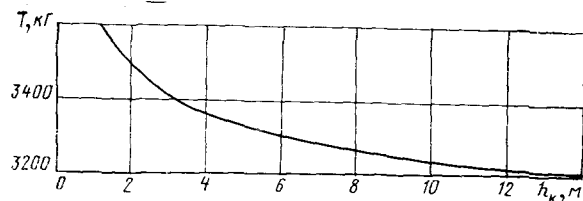


Рис. 46. Зависимость тяги несущих винтов от высоты висения над землей

Увеличение тяги несущих винтов при приближении к ровной поверхности, перпендикулярной оси конусов вращения, может быть объяснено по теории элемента лопасти. Чем меньше расстояние от винта до экрана, тем больше торможение индуктивного потока, меньше угол притекания и больше углы атаки элементов лопастей. Наибольший прирост тяги достигается к моменту приземления и составляет примерно 20%. На высоте 2 м от колес до земли для вертолета Ка-26 $\frac{T}{T_{\infty}} \approx 1,09$.

Зависимость тяги несущих винтов от высоты висения над землей при атмосферном давлении 759,8 мм рт. ст., температуре наружного воздуха 1°С, температуре воздуха на входе в карбюратор +9°С, абсолютной влажности 9 мм рт. ст., числе оборотов двигателя 96%, минимальном давлении наддува 870 мм рт. ст. в штиль показана на рис. 46.

Но максимальный допустимый взлетный вес вертолета не должен превышать 3250 кг, и по полетному заданию вес вертолета на режиме висения может быть еще меньше. В этих случаях увеличение тяги винта вблизи экрана может быть использовано для уменьшения потребной мощности. Это хорошо иллюстрируется кривыми рис. 47, построенными для тех же условий, что и на рис. 46.

Если же вертолет работает над вершинами холмов или их склонами, коническими ямами с большой крутизной стенок или цилиндрическими ямами, растительностью, превышающей толщину веерной струи под винтом или в плоском (косом) потоке, над водной поверхностью, то эффект воздушной подушки уменьшается,

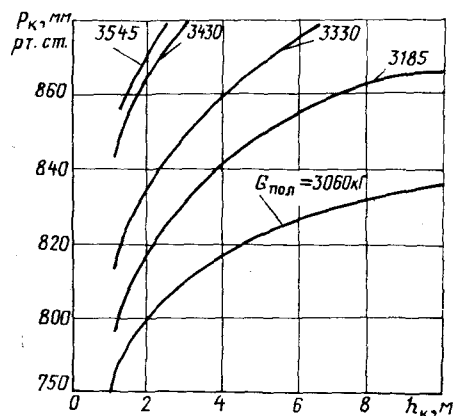


Рис. 47. Зависимость потребных значений наддува двигателей от высоты висения над землей при постоянных числах оборотов и различных полетных весах

и в этих случаях либо вводят поправки в величину полетного веса, либо рассчитывают вес без учета влияния воздушной подушки. Но эффект воздушной подушки несколько увеличивается при зависании над растительностью, высота которой не превышает толщины веерной струи (например над невысокой травой, а также над коническими ямами с крутизной стенок до 10°). Однако в этих случаях дополнительное увеличение тяги используется лишь как увеличение запаса мощности для маневрирования. Следует также учесть, что хотя в косом потоке эффект воздушной подушки и уменьшается, увеличение секундной массы воздуха через винт обычно приводит к общему увеличению тяги винтов, и высота посадочных площадок при ветре увеличивается.

§ 3. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ И МАНЕВРИРОВАНИЯ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

На соосных вертолетах, имеющих передние центровки, момент тяги несущих винтов пикирующий (см. рис. 42). Кабрирующий момент планера при больших отрицательных углах фюзеляжа (см. рис. 29) не уравнивает момента тяги несущих винтов, поэтому вертолет уменьшает угол тангажа и стремится на висении переместиться вперед. Для исключения перемещения пилот отклоняет ручку управления на себя, устанавливая такой циклический шаг лопастей, при котором аэродинамическая сила параллельна весу (см. рис. 42). При этом уменьшается эффективная продольная центровка, увеличивается кабрирующий момент от разнеса горизонтальных шарниров, и вертолет балансируется с определенным углом тангажа. Наибольший угол тангажа вертолета на режиме висения равен 4° и соответствует висению с предельно задней центровкой. Но чем более передняя центровка, тем меньше угол тангажа, при котором обеспечивается требуемая эффективная центровка и продольная балансировка, а отклонение ручки управления назад увеличивается.

При предельно передней центровке и полетном весе 3030 кг ручка управления отклонена от нейтрального положения на себя примерно на 35% половины хода (рис. 48).

Таким образом, по положению ручки управления можно судить о продольной центровке вертолета. При средней центровке вертолета ручка управления находится в среднем положении, что соответствует углу отклонения тарелок автоматов перекоса назад примерно на 1°, а при снятии нагрузки с ручки управления горит лампа «Нейтраль» продольного триммера.

При попутном ветре конусы вращения несущих винтов отклоняются вперед, увеличивая пикирующий момент несущих винтов и создавая тенденцию к перемещению. Поэтому увеличивается отклонение ручки управления на себя.

Как видно из балансировочной кривой рис. 48, при скорости попутного ветра 4 м/сек ручка управления отклонена от нейтрала примерно наполовину хода.

Если на вертолете регулировка общего шага выполнена правильно, то педали на висении в штиль занимают нейтральное положение, как показано на рис. 49. Но на вертолете допускается поперечный завал оси вала винтов на $\pm 15'$ и отклонение тарелок автома-

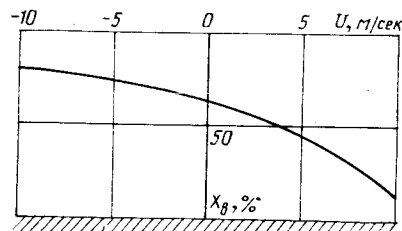


Рис. 48. Зависимость отклонения ручки управления на себя от скорости ветра при эксплуатационном висении вертолета с подвесной кабиной и центровкой 196 мм

та перекоса в поперечном направлении при нейтральном положении ручки управления на $\pm 3'$. Поэтому в штиль при поперечной балансировке вертолета отклонение ручки управления от нейтрального положения незначительно и не превышает 9—10% половины хода (см. рис. 49), а также незначительны углы крена вертолета. При боковом ветре отклонение ручки управления от нейтрала может увеличиться.

По балансировочным кривым на режиме висения (см. рис. 48 и 49) видно, что вертолет обладает продольной, поперечной и путевой статическими устойчивостями. Так, при попутном ветре отклонение ручки управления на себя увеличивается, а при встречном уменьшается, что и свидетельствует о стремлении вертолета выдержать нулевую или заданную воздушную скорость. По балансировочной кривой видно (см. рис. 48), что на режиме эксплуатационного висения при скорости встречного ветра 2,5 м/сек необходимо отклонять ручку управления на себя на 30%. Если же встречный ветер усилится, то отклонять ручку управления на себя нужно меньше, а при невмешательстве пилота в управление вертолет начнет смещаться назад. При уменьшении скорости ветра и невмешательстве пилота в управление, наоборот, вертолет будет смещаться вперед.

Продольная статическая устойчивость по скорости на режиме висения обеспечивается отклонением по потоку конусов вращения несущих винтов и изменением сопротивления планера вертолета.

При увеличении скорости встречного ветра степень продольной статической устойчивости уменьшается.

Как отмечалось ранее, при увеличении скорости бокового ветра потребуется отклонение ручки управления против ветра, а для сохранения высоты висения требуется увеличение аэродинамической

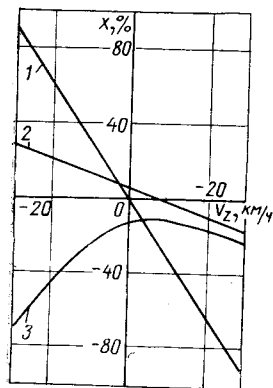


Рис. 49. Балансировочные кривые при перемещении влево и вправо вертолета с подвесной кабиной ($G_{пол} = 3030$ кг, $x = 204$ мм):
1 — $x_H = f(V_x)$; 2 — $x_K = f(V_x)$; 3 — $x_B = f(V_x)$

силы винтов, и вертикальная перегрузка вертолета увеличится. По балансировочной кривой видно (см. рис. 49), что при отклонении ручки от нейтрального положения в поперечном направлении требуется большее отклонение ручки управления на себя, т. е. вертолет стремится уменьшить угол тангажа, конструктивный угол атаки несущих винтов, аэродинамическую силу и перегрузку. Это и свидетельствует о продольной статической устойчивости по перегрузке. Продольная статическая устойчивость по перегрузке обеспечивается ограничением предела задней центровки. И чем более передняя центровка, тем больше степень продольной статической устойчивости по перегрузке.

Поперечная статическая устойчивость по скольжению на режиме висения обеспечивается отклонением конусов вращения по потоку. При правом скольжении вертолет стремится создать левый крен, а при левом скольжении правый. Это видно по балансировочной кривой на рис. 49: для перемещения вправо ручка управления отклоняется вправо от балансировочного положения. При правом скольжении требуется отклонение вперед левой педали, а при левом скольжении — правой, что свидетельствует о путевой статической устойчивости вертолета.

Путевая статическая устойчивость вертолета на режиме висения при углах скольжения $\pm 90^\circ$ обуславливается стабилизирующими моментами вертикального оперения.

Статическая устойчивость и аэродинамическая «симметрия» вертолета создают устойчивое эксплуатационное висение против ветра. Тенденций к разворотам и боковым смещениям нет, что упрощает пилотирование по сравнению с одновинтовыми вертолетами. Но при висении с попутным ветром вертолет не обладает путевой статической устойчивостью (см. гл. II).

Турбулентность атмосферы изменяет положение вертолета относительно земли, поэтому для сохранения режима висения требуется вмешательство пилота в управление, и рычаг «шаг-газ» на стопор не ставится. Плавным изменением общего шага поддерживается заданная высота висения. Заданное положение вертолета относительно точки зависания поддерживается небольшими отклонениями ручки управления и педалей. Однако при этом необходимо учитывать, что вертолет обладает большой эффективностью, чувствительностью и мощностью управления. Отклонения ручки управления на полный ход приводят к изменению угла тангажа до $\pm 40^\circ$, а угла крена до $\pm 60^\circ$. Усилия на ручке управления невелики и позволяют точно удерживать вертолет на заданном месте, не утомляя пилота.

Статическая устойчивость вертолета в режиме висения значительно упрощает пилотирование вертолетом. Характер отклонения командных рычагов управления становится более простым, повышается реакция вертолета на действия пилота, уменьшается запаздывание, облегчается контроль за выполнением режима и «дозировка» требуемых изменений углов установки несущих винтов, разгружается внимание и уменьшаются затраты энергии пилота.

Хорошая управляемость и устойчивость вертолета позволяют полнее использовать и маневренные возможности вертолета. Маневрирование на режиме висения включает развороты и перемещения. Перемещения разрешается производить, если состояние грунта не позволяет выполнить руление, а также в учебных целях и на специальных работах. Выполняются перемещения отклонением ручки управления в нужную сторону. Величина отклонения ручки зависит от требуемой скорости смещения.

При перемещениях в любом направлении вертолет стремится уменьшить высоту, так как отклонение аэродинамической силы винтов вызывает уменьшение ее проекции на вертикальную ось земной системы координат. А так как перемещения должны выполняться в горизонтальной плоскости, то для сохранения высоты полета необходимо сохранить проекцию аэродинамической силы, уравновешивающую вес вертолета, увеличив общий шаг.

При перемещениях в штиль вертолет стремится развернуться в направлении смещения (из-за наличия путевой статической устойчивости). И чем больше, например, скорость перемещения вправо, тем больше должно быть отклонение левой педали, чтобы сохранить направление вертолета относительно земли.

Поперечная неустойчивость планера вертолета создает первоначально при перемещении тенденцию к увеличению угла крена, но в процессе движения вертолета завал конусов вращения по потоку будет вызывать уменьшение скорости смещения и угла крена. И чем больше скорость перемещения, тем больше балансирующее отклонение ручки в сторону смещения и больше угол крена (рис. 50).

Запасы путевого и поперечного управления уменьшаются и при увеличении скорости бокового ветра. По данным государственных испытаний на режиме висения у земли при ветре справа 7 м/сек в транспортном вертолете запас поперечного управления до правого упора составляет 31% полного диапазона отклонения ручки управления. Для вертолета с другой регулировкой запасы поперечного управления могут быть определены по балансирующей кривой (см. рис. 49).

При встречном или боковом ветре должна учитываться суммарная воздушная скорость. Перемещения в сторону на режиме висения при попутном ветре нецелесообразны, так как у вертолета проявляется путевая неустойчивость планера.

Развороты в штиль на режиме висения выполняются плавным отклонением педали в сторону разворота. Эффективность путевого управления обеспечивает угловую скорость вращения при развороте 45 град/сек , т. е. время одного разворота 8 сек . Но для лучшего определения пространственного положения вертолета относительно земли угловая скорость вращения не должна быть

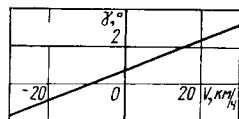


Рис. 50. Зависимость угла крена от боковой скорости перемещения вертолета с подвесной кабиной ($G_{\text{пол}} = 3030 \text{ кг}$, $x = 204 \text{ мм}$)

больше $20\text{—}30 \text{ град/сек}$. Для сохранения постоянной угловой скорости необходимо при вводе вертолета в разворот отклонить педаль несколько больше нормы, а при вращении — уменьшить ее отклонение. В процессе разворота изменяется распределение давлений на планере, и вертолет стремится сместиться относительно места висения. Удерживается вертолет от перемещений с помощью ручки управления, а высота сохраняется изменением общего шага.

При выводе вертолета из разворота необходимо учитывать его инертность. Вывод из разворота следует начинать в зависимости от угловой скорости вращения. При рекомендуемой угловой скорости вращения 20 град/сек следует отклонять педаль в сторону, противоположную развороту, когда угол между линией визирования на ориентир и продольную ось вертолета составляет $10\text{—}15^\circ$. Темп отклонения педали подбирается в зависимости от угловой скорости вращения, чтобы к моменту окончания разворота педали были установлены нейтрально.

При сильном ветре выполнение разворотов усложняется, так как изменение направления ветра относительно вертолета меняет характеристики путевой устойчивости, угловую скорость вращения вертолета и вызывает тенденцию к смещениям.

§ 4. ОГРАНИЧЕНИЯ НА ВИСЕНИИ И ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ У ЗЕМЛИ

Ограничения по ветру и скорости перемещений. Для повышения устойчивости вертолета висение рекомендуется выполнять против ветра. Максимально допустимая скорость ветра спереди — 16 м/сек . Висения и перемещения вертолета при выполнении монтажных работ и при заборе воды производятся только против ветра. При выполнении висения над лесом и с грузом на внешней подвеске скорость ветра не должна превышать 10 м/сек . При зависаниях над высотными зданиями максимально допустимая скорость ветра — 12 м/сек , а отклонения от направления ветра не более 60° . Требуемые запасы управления и возможность маневрирования обеспечиваются при боковом ветре не более 8 м/сек и попутном не более 3 м/сек . Перемещения у земли назад и вбок разрешается выполнять лишь в тех случаях, если суммарная скорость вертолета относительно воздуха не больше максимально допустимой скорости ветра.

При перемещениях в стороны при попутном ветре необходимо учитывать увеличение отклонения ручки управления на себя, и скорость перемещения не должна превышать 10 км/ч . Такая скорость перемещения назад и в стороны обеспечивает нормальный визуальный контроль скорости полета, требует небольшого изменения угла крена или тангажа, что особенно важно на малых высотах, и позволяет быстро прекратить движение.

При малых истинных высотах запрещается на висении выполнять перемещения с углом тангажа на кабрирование больше 20° , а

на пикирование 15° . Максимально допустимый угол крена — 15° . Запрещается выполнять развороты на 360° на режиме висения при скорости ветра более 3 м/сек .

Ограничения по высоте, полетному весу и минимальной скорости. Висение разрешается выполнять на высотах до 10 м . Причины такого ограничения будут разобраны в гл. VII. Высота висения как и на любых режимах полета, указывается до колес основного шасси. На высоте больше 10 м висение выполняется только на специальных видах работ, в учебных целях и при выполнении взлета и посадки на площадках, ограниченных высокими препятствиями.

На высоте больше 10 м при отсутствии средств визуальной ориентировки допускается выполнение лишь эксплуатационных висений при скорости по прибору не менее 30 км/ч , что соответствует скорости ветра не менее $8,3 \text{ м/сек}$. При меньшей скорости показания указателя скорости неустойчивы. При истинных высотах больше 50 м рекомендуемая скорость по прибору 50 км/ч . Иначе отсутствие надежного контроля путевой скорости может вызвать смещение со скоростью, больше рекомендуемой для перемещений, и снижается безопасность полета.

Высота висения вертолета над вершинами деревьев должна быть не менее 3 м . На меньших высотах может оказаться недостаточным запас тяги и мощности для прекращения снижения вертолета под действием турбулентных потоков. Для безопасности работ при висениях над лесом со спуском и подъемом грузов, при монтажных работах и при борьбе с пожарами в высотных зданиях полетный вес должен быть определен без учета влияния воздушной подушки и уменьшен на 50 кг .

Спусковое устройство и лебедка позволяют вести работы над молодняком и редкостойкими спелыми насаждениями на высоте до 40 м . Но для обеспечения безопасности работ с помощью спускового устройства режим работы двигателей не должен превышать номинальный. В этих случаях расчетный вес уменьшается на 250 кг .

Если температура головок цилиндров не превышает 180°C , а температура наружного воздуха ниже $+15^\circ \text{C}$, то свободная тяга винтов увеличивается примерно на 50 кг . Но нужно помнить, что даже при полностью открытых жалюзи вентилятора время прогрева головок цилиндров от 180 до 200°C обычно равно $1-2 \text{ мин}$, и поэтому время висения ограничивается.

Погрузка и разгрузка вертолета, прием пассажиров на режиме висения при невозможности приземления выполняется с высоты не более $0,5 \text{ м}$, а в отдельных случаях на высотах до 10 м . Но в основном висение должно выполняться в безопасных зонах, установленных из условия безопасной вертикальной скорости приземления при отказах.

Висение над водой выполняется на высоте не менее 13 м , а полетный вес рассчитывается без учета влияния воздушной подушки. Контроль высоты осуществляется по радиовысотомеру, точность измерений которого $\pm 10\%$. Контроль высоты можно вести и ви-

зуально по плавающим предметам. Если же уменьшить высоту висения, то волнения водной поверхности затрудняют балансировку вертолета и выполнение работ. Кроме того, при висении над водой на высотах от 10 до 1 м в результате образовавшейся от индуктивного потока «ряби» создается впечатление движения вертолета назад.

Контроль за смещением и высотой при этом ведут за зоной воздействия воздушного потока.

Висения и перемещения должны производиться на высоте, исключаяющей попадание вертолета в снежный или пыльный вихрь, затрудняющий пилотирование. Как правило, высота зависания над такими площадками должна быть $8-10 \text{ м}$. Если же видимость на висении резко ухудшается, то необходимо увеличить высоту зависания.

Во всех случаях при перемещениях и разворотах необходимо иметь запас высоты не менее $2-3 \text{ м}$ над ровной поверхностью и не менее 10 м над препятствиями. Уменьшение высоты создает опасность столкновения с землей или препятствием вследствие тенденции вертолета к уменьшению высоты при маневрировании. При невозможности зависаний и перемещений над препятствиями на таких высотах расстояние от них до вертолета должно быть не менее двух диаметров винтов (26 м).

§ 5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТИКАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

По импульсной теории несущего винта потребная мощность реального несущего винта может быть определена по формуле:

$$N = N_i + N_p.$$

Для выполнения установившегося висения мощность, подводимая к соосным несущим винтам (или мощность двигателей) должна быть равна потребной мощности. Располагаемая мощность несущих винтов на режиме висения находится по формуле $N_{\text{расп}} = N_{\text{дв}} \zeta$. Следовательно, для режима висения можно записать: $N_{\text{дв}} \zeta = N_{\text{потр}}$, а для определения требуемого режима работы двигателя воспользоваться зависимостью $N_{\text{дв}} = \frac{N_{\text{потр}}}{\zeta}$.

Если мощность, подводимая к несущим винтам, будет больше потребной, то образуется избыток мощности. При вертикальных режимах полета вертолет перейдет к набору высоты до восстановления энергетического баланса. Если же мощность, подводимая к несущим винтам, будет меньше потребной для висения, то образуется недостаток мощности. И вертолет совершает работу при вертикальном снижении вследствие уменьшения потенциальной энергии.

Изменение мощности двигателя по высотам определяется высотной характеристикой. Потери мощности на трение в трансмиссии от высоты полета не зависят, а потери мощности на компенсацию обдувки планера изменяются незначительно. Поэтому изменение потребной мощности двигателей по высотам на режиме висения с достаточной степенью точности определяется изменением потребной мощности несущих винтов:

$$N_{\text{дв}} = \frac{N_i + N_p}{\zeta}.$$

Индуктивная мощность на режиме висения вычисляется по формуле

$$N_i = \frac{T v_i}{75} \text{ или } N_i = \frac{G v_i}{75},$$

так как уменьшение подъемной силы вертолета учтено как увеличение потребности на обдувку фюзеляжа индуктивным потоком.

Средняя индуктивная скорость идеального винта определяется как

$$V_{i_{\text{ср}}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}} = \sqrt{\frac{p}{2\rho}} = 4 \sqrt{\frac{p}{\Delta}}.$$

По формуле видно, что при увеличении высоты потребная индуктивная скорость увеличивается, а следовательно, увеличивается N_i .

Профильная мощность вычисляется по формуле

$$N_p = \frac{M_{\text{пр}\omega}}{75}, \text{ где } M_{\text{пр}} = m_{\text{пр}} \frac{\rho (\omega R)^2}{2} F R.$$

Следовательно,

$$N_p = m_{\text{пр}} \frac{\rho (\omega R)^3}{150} F = m_{\text{пр}} \frac{\Delta (\omega R)^3}{1200} F$$

или, используя коэффициент профильного сопротивления, получим

$$N_p = \frac{1}{4} c_{x_p} \sigma \frac{\Delta (\omega R)^3}{1200} F = c_{x_p} \sigma \frac{\Delta (\omega R)^3}{4800} F.$$

Если бы при увеличении высоты висения коэффициент профильного сопротивления c_{x_p} не изменялся и не изменялась бы окружная скорость ωR , тогда вследствие уменьшения плотности воздуха профильная мощность стала бы уменьшаться. Но при увеличении высоты полета требуется большая индуктивная скорость, которая с несущими свойствами профиля связана соотношением:

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}} = \frac{\omega R}{2} \sqrt{c_t},$$

т. е. для получения большей индуктивной скорости требуется увеличение коэффициента тяги и углов установки элементов лопастей. Причем в этом случае коэффициент профильного сопротивления растет быстрее, чем уменьшается плотность воздуха. В результате увеличения профильной и индуктивной скоростей с подъемом на высоту мощность, потребная для висения, увеличивается. При увеличении высоты висения до 50–100 м плотность воздуха уменьшается незначительно и, если не учитывать влияние воздушной подушки, потребная мощность для висения в этом диапазоне остается практически неизменной. При дальнейшем же увеличении высоты степень увеличения профильной мощности тем больше, чем больше высота висения вертолета.

Примерное изменение потребной мощности двигателей от высоты на режиме висения показано на рис. 51. Здесь также представлено изменение мощности двигателей на взлетном режиме. В точках пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей определяют потолки висения.

По балансам мощностей можно определить избыток мощности двигателей, но на полезную работу будет расходоваться лишь часть этой мощности, которую можно найти по формуле

$$\Delta N = (N_{\text{расп}} - N_{\text{потр}}) \text{ д.в.з.}$$

При движении вверх соосного вертолета увеличивается секундная масса воздуха, проходящего через верхний несущий винт, поэтому для создания постоянной силы тяги требуется меньшая индуктивная скорость. Кроме того, при наличии вертикальной скорости уменьшается неравномерность индуктивного потока. Следовательно, индуктивная и профильная мощность верхнего винта уменьшаются. Но увеличение секундной массы воздуха, проходящего через верхний несущий винт, приводит к уменьшению эффективности части нижнего несущего винта, работающего в режиме пропеллера. Поэтому изменением мощности, потребной для вертикального подъема, можно условно пренебречь.

Величину же вертикальной скорости набора высоты можно подсчитать по формуле $V_y = \frac{\Delta N 75}{G}$.

Величина вертикальной скорости и избытка мощности изменяется с изменением режима работы двигателей и мощности потребной для режима висения. И чем меньше мощность двигателей, тем меньше избыток мощности и вертикальная скорость подъема. Потребная же мощность для висения увеличивается, а избыток мощности и вертикальная скорость подъема уменьшаются при росте полетного веса вертолета или уменьшении плотности воздуха. Уменьшение плотности воздуха приводит также к уменьшению располагаемой мощности. А поэтому избыток мощности значительно уменьшается при падении атмосферного давления, увеличении температуры и влажности наружного воздуха. На высоте потолка висения вертолета избыток мощности равен нулю, и поэтому вертикальный подъем вертолета возможен лишь до потолка висения. Максимальную высоту, набираемую без поступательного перемещения вертолета относительно воздуха, называют статическим потолком.

Для перехода на вертикальное снижение необходимо создать дефицит мощности, т. е. установить мощность двигателя меньше требуемой для висения. И чем больше дефицит мощности, тем значительно больше вертикальная скорость снижения. Приближенно ее величину можно найти по формуле

$$-V_y = \frac{-\Delta N 75}{G},$$

где $-\Delta N = N_{\text{расп}} - N_{\text{потр}}$ при $N_{\text{потр}} > N_{\text{расп}}$.

Принципиально дефицит мощности может быть создан после перехода на нулевую поступательную скорость на любой эксплуатационной высоте, и поэтому вертикальное снижение возможно с любых высот, если нет эксплуатационных ограничений.

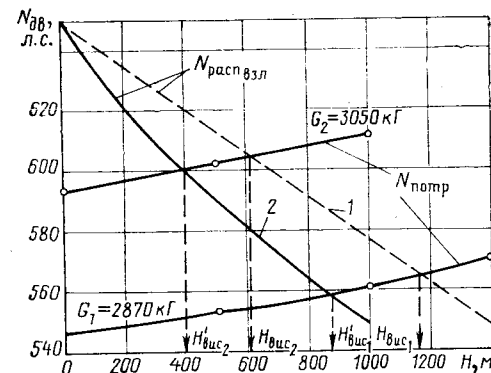


Рис. 51. Баланс мощностей на режиме висения:
1 — $N_H = N_0 A$; 2 — высотная характеристика двигателей

§ 6. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА И ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Переход к контрольному висению выполняется вертикальным набором требуемой высоты. Для этого необходимо установить вертолет против ветра и, проверив показания приборов, установить корректором обороты несущих винтов 76—80%, а триммеры нейтрально.

Плавным увеличением общего шага отделить вертолет от земли и набрать требуемую высоту.

Так как на вертолете установлен рычаг «шаг-газ» с углом поворота корректора $180-20^\circ$ из условий полета на одном двигателе то при двух работающих двигателях на отрыве, подъеме и висении необходимо внимательно следить за числом оборотов, не допуская их превышения больше 96%.

При отрыве и подъеме необходимо учитывать, что в стояночном положении при нейтральной ручке управления сила тяги несущих винтов направлена вперед. Кроме того, ветер, атмосферная турбулентность, изменение эффективности несущих винтов при подъеме стремятся сместить вертолет относительно точки отрыва. Необходимо, работая ручкой управления и педалями, удерживать вертолет от перемещений и разворотов. Условия балансировки, устойчивости и управляемости при вертикальном подъеме такие же как и на режиме висения.

Набрав заданную высоту, пилот уменьшает общий шаг до установления режима висения. Переход на режим вертикального снижения осуществляется плавным незначительным уменьшением общего шага до получения требуемой вертикальной скорости.

Для облегчения пилотирования вертикальные режимы выполняются строго против ветра. Маневрирование на вертикальных режимах запрещается. Ограничения по скорости ветра, минимальной воздушной скорости, высотам, полетному весу аналогичны ограничениям на режиме висения.

При пилотировании необходимо учитывать, что на загруженном вертолете или при малой плотности воздуха (высокой температуре, низком давлении, большой влажности) запасы мощности невелики. Поэтому не следует добиваться больших вертикальных скоростей подъема за счет значительного увеличения общего шага, так как это может привести к перегрузке несущих винтов.

Но не следует допускать и больших вертикальных скоростей снижения, так как иначе возможно попадание в режим интенсивного вихревого кольца. Рекомендуемая вертикальная скорость снижения 0,5—1,0 м/сек, потому что эта скорость позволяет быстро прекратить снижение и уменьшает вероятность перетяжения несущих винтов.

По мере приближения вертолета к земле вертикальная скорость должна уменьшаться и на высотах меньше 10 м рекомендуемая вертикальная скорость снижения 0,2—0,5 м/сек. Вертикальная ско-

рость приземления 0,1—0,2 м/сек. На высотах менее 10 м вертикальную скорость нужно контролировать по земным ориентирам. Запрещается при вертикальном снижении превышать вертикальную скорость 2м/сек во избежание попадания в режим интенсивного вихревого кольца.

Глава IV. РУЛЕНИЕ И ВЗЛЕТ

§ 1. РУЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

Руление является основным видом перемещения по земле вертолета Ка-26. Для выполнения установившегося руления вертолет должен находиться в состоянии равновесия. Следовательно, уравнения движения вертолета принимают вид:

$\Sigma M=0$ — отсутствие угловых вращений;

$$Y + \Sigma N = G$$
 — контакт с земной поверхностью;

$$-X = X_{\text{вр}} + \Sigma F_{\text{пр}} - \text{постоянная скорость движения;}$$

$\Sigma F_z=0$ — отсутствие юза.

Схема взаимодействия сил при рулении показана на рис. 52. Аэродинамическая сила несущего винта $R = \sqrt{X^2 + Y^2}$ при рулении намного меньше, чем при перемещении на малой высоте, так как необходимо уравновесить лишь часть силы веса. Поэтому руление гораздо экономичнее полетов и выполняется во всех случаях, когда это возможно. Руление может быть единственным средством перемещения, если невозможна буксировка, а полетный вес вертолета не обеспечивает в данных метеорологических условиях отрыв и полет вертолета с выполнением установленных ограничений, или, если невозможен взлет со стоянки из-за препятствий, а также если при висении и перемещении воздаются снежные (пыльные) вихри, затрудняющие пилотирование.

Руление разрешается только по ровной и прочной поверхности при расстоянии от конца лопастей несущих винтов до препятствий не менее радиуса винтов (6,5 м). По мягкому грунту (особенно с высокой травой) или снежному покрову толщиной 15—20 см вертолет рулит плохо и зарывается в грунт или снег вследствие малого диаметра передних колес; в результате создается опасность поломки стоек, а на разворотах имеется тенденция к крену в сторону разворота. Максимально допустимая толщина слоя свежее-лавшего снега 10 см. Остальные ограничения на рулении следующие: ширина рулежных дорожек — 6 м, их продольные уклоны — не более 0,03, а поперечные — не более 0,02. Максимально допустимая скорость встречного ветра при рулении 16 м/сек.

Расстояние от концов лопастей вертолета Ка-26, рулящего на собственной тяге по рулевой дорожке до находящихся на стоян-

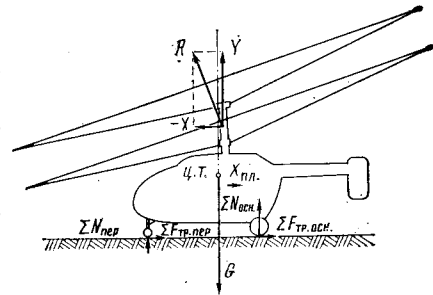


Рис. 52. Схема взаимодействия сил при установившемся рулении

ках вертолетов Ми-6 и Ми-10К, должно быть не менее 35 м, Ми-4 и Ми-8 — не менее 22 м, а до остальных вертолетов или препятствий на стоянках — не менее 15 м.

Рекомендуемый радиус разворота (по следу внутреннего колеса основного шасси) не менее 12 м. При скорости ветра не более 3 м/сек развороты разрешаются под любым направлением. При встречном ветре 9 м/сек разрешается разворачиваться и рулить под углом к направлению ветра не более 60°. Развороты и руление под углом к направлению ветра 50° разрешаются при скорости ветра не более 10 м/сек. Если же угол 40°, то скорость ветра не должна превышать 12 м/сек. При скорости ветра 16 м/сек допускаются развороты под углом к направлению ветра не более чем 30°.

Перед выполнением руления необходимо установить с помощью корректора число оборотов 80—90% и давление наддува 500—600 мм рт. ст. Для получения требуемой пропульсивной силы и создания импульса на перемещение вертолета, необходимо плавно отклонить ручку управления от себя. Одновременно с отклонением ручки следует плавно увеличивать общий шаг, пока вертолет стронится с места. Но не следует отклонять ручку управления до переднего упора и увеличивать наддув более 600 мм рт. ст., потому что при этом увеличиваются нагрузка на передней стойке шасси и силы трения передних колес, и страгивания не происходит, а лишь возникает опасность поломки передних стоек шасси. При невозможности руления из-за состояния грунта необходимо выполнить подлет.

Если перед началом руления или в процессе движения вертолета лопасти ударяют по нижним ограничителям, то нужно увеличить общий шаг на два — четыре зуба до прекращения ударов.

Скорость руления выбирается пилотом в зависимости от прочности грунта, видимости, характера и расположения препятствий полетного веса, но она не должна превышать 15—20 км/ч. Такая максимально допустимая скорость руления обеспечивает быструю остановку вертолета и безопасное маневрирование. При этом на больших неровностях грунта на рулевых свойствах не сказываются, тенденций к «шимми» и земному резонансу нет. Однако в некоторых случаях при рулении наблюдается небольшая продольная раскачка вертолета вследствие относительно небольшой базы шасси. Она легко устраняется незначительным изменением числа оборотов двигателей и винтов.

При рулении по укатанным заснеженным площадкам, если пневматики колес не проваливаются, разрешается движение с максимально допустимой скоростью. Но если пневматики колес проваливаются в снег, то для избежания зарывания передних колес скорость руления не должна превышать 3 км/ч. Скорость руления регулируется продольными отклонениями ручки управления, изменением общего шага и использованием тормозов. При опасности зарывания передних колес в снег и резком торможении необходимо поддерживать вертолет и рычагом «шаг-газ», и ручкой управления.

Развороты при рулении выполняются плавным отклонением ручки управления и педали в сторону разворота. Вертолет хорошо разворачивается только при отклонении педалей без отклонения ручки управления или при отклонении ручки управления без отклонения педалей. Не следует допускать разворотов с малым радиусом на повышенных скоростях, так как в этих случаях у вертолета появляется тенденция к перемещению юзом.

При рулении с боковым ветром 6—8 м/сек (и более при встречном ветре) наблюдается поперечная раскачка вертолета, для устранения которой необходимо уменьшить общий шаг и число оборотов двигателей до 60%. Возникновение поперечной раскачки вертолета обуславливается большой парусностью планера, завалом конусов вращения и упругостью шасси.

Не следует допускать увеличения боковой составляющей ветра до 10—12 м/сек, так как в этом случае ввиду большой парусности планера, увеличения завала конусов вращения по потоку и низкого давления в пневматиках колес вертолет начнет крениться в направлении ветра. Крен устраняется отклонением ручки управления в противоположном направлении.

Особенно следует учитывать скорость и направление ветра при рулении на пыльных или заснеженных вертодромах и площадках. Для улучшения видимости целесообразно рулить против ветра. Скорость руления подбирается такой, чтобы вихри пыли или снега находились позади кабины экипажа. Если же при увеличении скорости руления до максимально допустимой вертолет не выходит из снежной или пыльной зоны, то необходимо рулить на малой скорости с периодическими остановками для просмотра полосы руления. Для остановки вертолета следует незначительно отклонить ручку управления на себя, не допуская ударов по ограничителям свеса лопастей, и использовать тормоза колес.

В корабельном варианте вертолет может «рулить» по воде со скоростью 3—4 км/ч. Он устойчив и управляем при волнениях моря до 3 баллов. Ограничение скорости руления по воде установлено для исключения зарывания в воду переднего баллонета.

§ 2. ВИДЫ ВЗЛЕТА И ОСНОВНЫЕ ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлет, посадка, пилотаж, переходные режимы полета относятся к видам неустановившегося движения вертолета. При выполнении этих режимов возникают неуравновешенные силы, ускорения и дополнительные перегрузки. Изменения параметров движения вызывает непрерывное изменение действующих на вертолет сил и усложняет его балансировку.

Взлет соосного вертолета характеризуется теми же параметрами, что и взлет самолета: скоростью отрыва, длиной разбега, взлетной дистанцией. Если у вертолета в конкретных метеоусловиях есть запас мощности для вертикального набора высоты до выхода из зоны влияния воздушной подушки, то скорость отрыва равна нулю, отсутствуют разбег вертолета и взлетная дистанция. Взлетная дистанция для вертолета определяется набором высоты 15 м, когда эффект воздушной подушки не проявляется.

Если на режиме висения вне зоны влияния воздушной подушки свободная тяга равна весу на взлетном режиме работы двигателей, то при отклонении

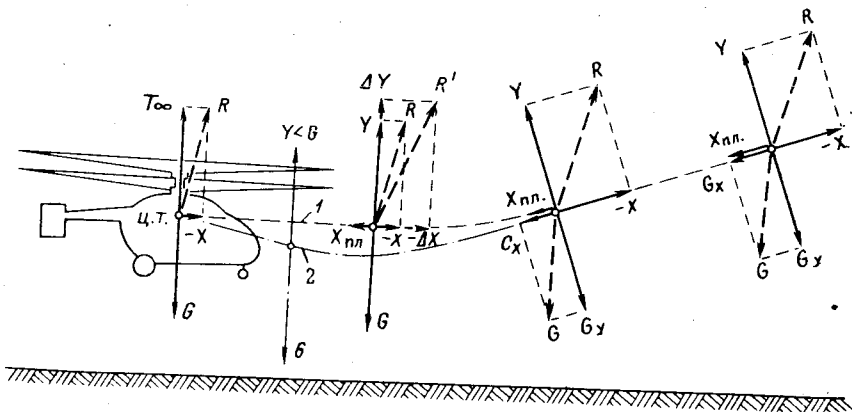


Рис. 53. Схема взаимодействия сил при взлете по-вертолетному:
1 — расчетная траектория взлета; 2 — траектория при отсутствии на висении запаса мощности или при энергичном разгоне

аэродинамической силы вперед для создания пропульсивной силы и перемещения вертолет будет стремиться уменьшить высоту. Но в процессе увеличения путевой и воздушной скорости тяга несущих винтов в косом потоке увеличивается, увеличивается подъемная сила, и вертолет разгоняется с плавным набором высоты.

Схема сил, действующих на вертолет на различных этапах взлета, показана на рис. 53. Силы условно приложены к центру тяжести, так как неустановившееся движение в бесконечно малые отрезки времени может считаться установившимся, а вертолет сбалансированным. Инерционные силы условно не показаны. Величина инерционных сил может быть определена по принципу Д'Аламбера, заключающемуся в том, что в любой отдельный взятый момент времени сумма внешних и инерционных сил равна нулю.

Для получения восходящей траектории необходимо, чтобы подъемная сила Y была больше веса G . Для разгона на восходящей прямолинейной траектории необходимо, чтобы подъемная сила уравновешивала вертикальную составляющую веса G_y , а пропульсивная сила была больше суммы вредного сопротивления и составляющей силы веса G_x . В конце участка разгона пропульсивная сила должна уравновешивать сумму сил G_x и $X_{пл}$.

Если висение возможно лишь в зоне влияния воздушной подушки, то скорость отрыва и длина разбега вертолета равны нулю, а взлетная дистанция увеличивается. И чем больше взлетный вес вертолета в заданных атмосферных условиях, тем меньше высота зависания в зоне влияния воздушной подушки и, следовательно, потребуется больший путь до набора вертолетом высоты 15 м.

В стандартных атмосферных условиях взлетная дистанция вертолета с нормальным взлетным весом примерно 130 м, а дистанция набора высоты 25 м составляет примерно 170 м. При увеличении высоты площадки над уровнем моря, температуры наружного воздуха, влажности, температуры головок цилиндров двигателя или температуры на входе в карбюратор избыток мощности уменьшается, а поэтому снижается и избыток тяги, уменьшается ускорение на взлете, и взлетная дистанция увеличивается. Увеличение скорости ветра уменьшает эффект воздушной подушки, но увеличивает секундную массу воздуха, проходящего через несущий винт при плоском и косом обтекании. Причем увеличение секундного расхода

воздуха практически дает больший прирост тяги, чем происходит ее падение из-за уменьшения влияния воздушной подушки.

Следовательно, при ветре увеличивается ускорение на взлете, а взлетная дистанция уменьшается. Но величина взлетной дистанции будет зависеть и от направления ветра. Наибольший угол подъема и наименьшая взлетная дистанция будут при взлете против ветра.

Как известно, для висения вертолета с заданным весом в зоне влияния воздушной подушки требуется меньшая мощность, чем вне ее, а поэтому взлеты с использованием влияния воздушной подушки более экономичны. Кроме того, при выходе из зоны влияния воздушной подушки вертолет попадает в опасную зону в случае отказа двигателя и обычно, если позволяют условия, взлеты без использования влияния воздушной подушки не выполняются.

Если взлет выполняется с вертикальным отрывом вертолета от земли, то его называют вертикальным, или взлетом по-вертолетному. Основным видом вертикальных взлетов является взлет по-вертолетному с использованием эффекта воздушной подушки.

В тех случаях, когда взлетный вес вертолета не позволяет выполнить контрольное висение на безопасной высоте для взлета по-вертолетному, может быть выполнен взлет с разбегом по полосе (по-самолетному). В процессе ускоренного движения вертолета по земле подъемная сила винтов в косом потоке увеличивается. И на определенной скорости подъемная сила становится равной весу, вертолет отрывается от земли, и в процессе дальнейшего разгона в зоне влияния воздушной подушки переходит в плавный набор высоты. Следовательно, взлет по-самолетному возможен только с использованием влияния воздушной подушки. Схема сил, действующих на вертолет при взлете изображена на рис. 54. Инерционные силы условно не показаны.

При взлете с разбегом в стандартных атмосферных условиях с максимальным взлетным весом дистанция набора высоты 25 м равна 320 м.

Длина разбега вертолета зависит от скорости отрыва и ускорения на разбеге. Приблизительно длина разбега может быть определена по той же формуле, что и для самолета:

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2j_{ср}}$$

Но скорость отрыва вертолета тем больше, чем больше полетный вес и меньше запас мощности на старте. Среднее ускорение

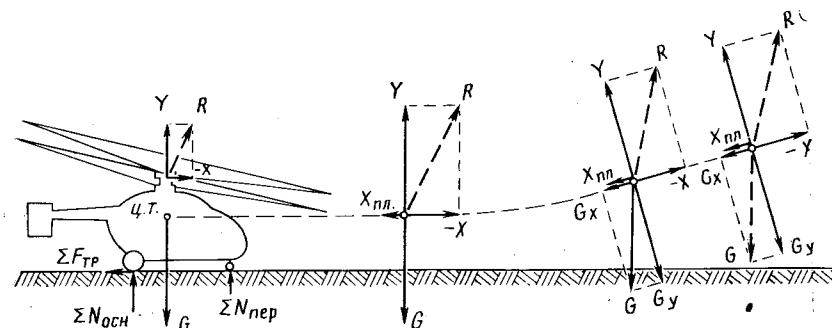


Рис. 54. Схема взаимодействия сил при взлете с разбегом

на разбеге приближенно может быть подсчитано по формуле

$$j_{\text{ср}} = \frac{|-X| + X_{\text{вр}} + \Sigma F_{\text{тр}}}{G} g.$$

Таким образом, ускорение увеличивается, а длина разбег уменьшается при увеличении общего шага на разбеге и отклонении ручки управления от себя, уменьшении полетного веса, улучшении полетной конфигурации вертолета и при разбеге по полосе с искусственным покрытием. Взлет с коротким разбегом иногда называют комбинированным.

Способ взлета в конкретных условиях старта определяет пилот вертолета исходя из установленных ограничений.

§ 3. ОСНОВНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ВЗЛЕТЕ

Взлет вертолета с места стоянки разрешается, если он не мешает взлетно-посадочным операциям других летательных аппаратов и если не создаются пыльные или снежные вихри, а расстояния между концами лопастей несущих винтов до препятствий или других летательных аппаратов не менее 50 м. Разрешается пролетать над препятствиями на высоте не менее 10 м, а над летательными аппаратами, стоящими на земле, на высоте не менее 26 м.

При невозможности выполнить взлет с места стоянки производится руление или буксировка вертолета на летную полосу. Ограничения летных полос и воздушных подходов к ним устанавливаются на основании летных испытаний из условий безопасности взлетно-посадочных операций без учета отказа двигателя «Руководством по проектированию вертодромов и посадочных площадок для вертолетов гражданской авиации».

Схематически летная полоса и ее воздушные подходы показаны на рис. 55. При взлетах с разбегом минимальные размеры летных полос — $120 \times 40 \text{ м}^2$, рекомендуемая рабочая площадь — $100 \times 20 \text{ м}^2$.

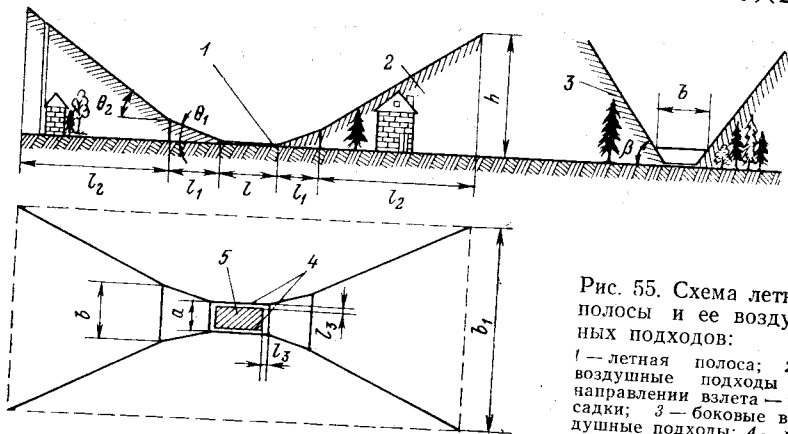


Рис. 55. Схема летной полосы и ее воздушных подходов:

1 — летная полоса; 2 — воздушные подходы в направлении взлета — посадки; 3 — боковые воздушные подходы; 4 — полоса безопасности; 5 — рабочая площадь

а минимальные размеры взлетно-посадочных полос постоянных вертодромов и посадочных площадок или рабочих площадей временных вертодромов — $80 \times 20 \text{ м}^2$.

При взлетах по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки минимальные размеры летных полос — $100 \times 40 \text{ м}$, рекомендуемая рабочая площадь — $80 \times 20 \text{ м}^2$, минимальные размеры взлетно-посадочных полос постоянных вертодромов — $16 \times 16 \text{ м}^2$ и рабочей площади временных вертодромов — $6 \times 6 \text{ м}^2$.

Вертодромы в аэропортах могут быть оборудованы вблизи перрона или при открытых воздушных подходах на перроне. Для взлетов и посадок могут также использоваться рулевые дорожки. Но на аэродромах класса А и Б полеты вертолетов производятся только с отдельной ВПП, удаленной от боковой границы летной полосы аэродрома не менее чем на 100 м. Расстояние от боковой границы рабочей площади вертодрома до аэровокзала должно быть не менее 60 м, а удаление места посадки пассажиров не более 300 м.

При взлетах без использования влияния воздушной подушки минимальные размеры летных полос $36 \times 36 \text{ м}^2$ *, рекомендуемая рабочая площадь и минимальные размеры взлетно-посадочных полос постоянных вертодромов — $16 \times 16 \text{ м}^2$, а рабочая площадь временных вертодромов — $6 \times 6 \text{ м}^2$. При слабом грунте на временных вертодромах выполняется настил из бревен диаметром не менее 18 см.

Минимальные размеры концевых и боковых полос безопасности 10 м. На полосах безопасности не должно быть никаких препятствий. Исключением являются полосы безопасности временных вертодромов для взлетов с разбегом. На них могут быть препятствия высотой не более 50 см.

При взлетах с использованием влияния воздушной подушки длина первого участка полосы воздушных подходов (см. рис. 56) $l_1 = 100 \text{ м}$, а второго участка $l_2 = 1150 \text{ м}$. В первом участке полосы воздушных подходов препятствия не должны выходить за плоскость ограничения, у которой $\text{tg } \theta_1 = \frac{1}{15}$. Ширина раструба условной

плоскости ограничения препятствий в конце первого участка $b = 80 \text{ м}$. На втором участке полосы воздушных подходов препятствия не должны выходить за плоскость ограничения, у которой $\text{tg } \theta_2 = \frac{1}{8}$. Полосы воздушных подходов для всех видов взлета ограничиваются высотой препятствия 150 м. Ширина раструба условной

плоскости ограничения препятствий в конце второго участка $b_1 = 640 \text{ м}$. Воздушные высоковольтные линии должны быть удалены от границы летной полосы не менее чем на 1000 м. Если же высоковольтная линия по всей ширине воздушных подходов закрыта более высокими, чем она препятствиями, то это расстояние может быть уменьшено.

* При расположении площадок на крышах зданий и приподнятых платформах — $20 \times 15 \text{ м}^2$.

Полосы боковых воздушных подходов не должны иметь препятствий, выходящих за плоскости ограничений, у которых $\operatorname{tg} \beta = \frac{1}{2}$. В полосах боковых воздушных подходов высоковольтные линии должны находиться от боковой границы летной полосы на расстоянии не менее 300 м. Если же высоковольтная линия по всей ширине полосы воздушных подходов закрыта более высокими препятствиями, удаленными от боковых границ летной полосы не менее чем на 75 м, то это расстояние может быть уменьшено.

Разрешается взлет по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки с площадок размером $30 \times 25 \text{ м}^2$, расположенных на вершинах гор, седловинах и террасах, если воздушные подходы открытые, минимальное расстояние от площадки до препятствий в направлении взлета 500 м, а минимальное превышение над препятствиями 300 м.

При взлетах по-вертолетному без использования влияния воздушной подушки длина участков полос воздушных подходов — 300 м, а препятствия не должны выходить за плоскости ограничения, у которых $\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{2}$, $\operatorname{tg} \beta = 1$.

Требования к надводным вертодромам такие же, как и к наземным.

При расположении вертодромов в ущельях гор ширина ущелья должна быть не менее 1000 м.

Тормозная система колес обеспечивает удержание вертолета на вертодромах с уклоном летной полосы в продольном направлении относительно горизонта до 10° (рис. 56). Но для повышения безопасности взлетно-посадочных операций и возможности опробования управления максимально допустимый уклон рабочей площадки временных вертодромов назад (от вертолета) не должен превышать $0,085$ ($4^\circ 52'$), а в поперечном направлении и вперед $0,05$ ($2^\circ 52'$).

Как правило, взлет выполняется против ветра. Ограничения по скорости и направлению ветра аналогичны ограничениям на режиме висения.

Максимально допустимая барометрическая высота вертодромов для грузо-пассажирского варианта — 3000 м, а для сельскохозяйственных — 2000 м. В зависимости от атмосферных условий, температуры наружного воздуха и воздуха на входе в карбюратор, способа взлета вертолета расчетная свободная тяга вертолета определяется по графикам на рис. 45, 57, 58, а по номограмме на рис. 59 определяется взлетный вес. При построении графиков на рис. 57, 58 приняты те же допущения, что и для графиков на рис. 45. Ключ для расчета максимально допустимого взлетного веса показан на рисунках.

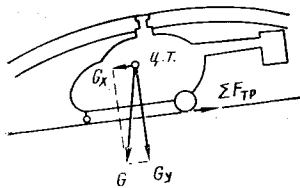


Рис. 56. Схема действия сил торможения колес

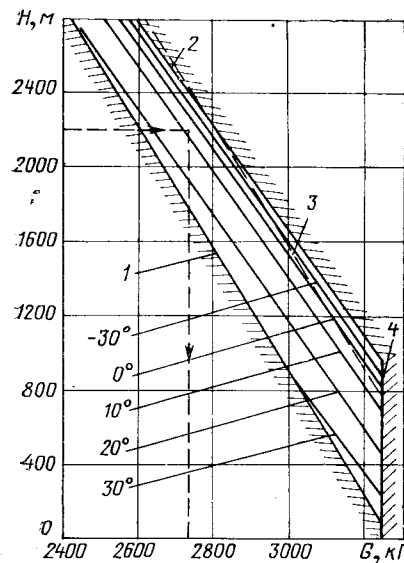


Рис. 57. Расчетная зависимость тяги вертолета от барометрической высоты и температуры наружного воздуха при высоте контрольного зависания 2 м:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы; 4 — максимально допустимый взлетный вес

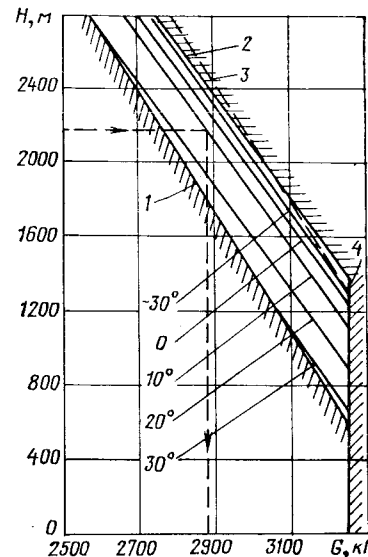


Рис. 58. Расчетная зависимость тяги вертолета от барометрической высоты и температуры наружного воздуха при высоте контрольного зависания 0,5 м:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы; 4 — максимально допустимый взлетный вес

Рассчитанный для взлета вес должен быть проверен на возможность выполнения горизонтального полета в заданных условиях (рис. 60). При построении рисунка принято: влажность воздуха 60%, двигатели работают на первом номинальном режиме, температура воздуха на входе в карбюратор $+15^\circ \text{С}$, скорость полета 70—90 км/ч по прибору.

Если полет выполняется над водным пространством без баллонов или при волнении моря более 3 баллов, то взлетный вес рассчитывается на случай отказа одного двигателя (см. гл. VII).

У различных вертолетов тяговые характеристики могут отличаться от стандартных, принятых при построении графиков и номограммы, поэтому рассчитанный для взлета вес должен быть проверен при контрольном висении. Вес, рассчитанный без учета влияния воздушной подушки (см. первую шкалу номограммы рис. 59), считается определенным правильно, если вертолет набирает высоту не менее 10—12 м на взлетном режиме работы двигателя.

Для увеличения запаса мощности следует рассчитывать взлетный вес без учета влияния воздушной подушки во всех случаях, когда необходимо выполнять полет на скорости по прибору менее

30—40 км/ч, даже если площадка позволяет выполнить взлет с использованием влияния воздушной подушки. В последнем случае правильность расчета взлетного веса можно проверить при зависании на высоте 2 м по запасу давления наддува двигателей не менее 60 мм рт. ст. при числе оборотов 96%. Летом это обычно возможно при номинальном взлетном весе. При весе 3250 кг запас по давлению наддува обычно не превышает 30—40 мм рт. ст.

Взлетный вес рассчитывается без использования влияния воздушной подушки для вертолетов лесопожарного варианта с выливным устройством в рабочем положении и при работах с внешней подвеской (длина троса внешней подвески до 40 м; если используется трос меньшей длины, то расчет без учета влияния воздушной подушки обеспечивает больший запас мощности и управления). Рассчитывается без учета влияния воздушной подушки и взлетный вес при эксплуатации вертолета в корабельном варианте, а для увеличения запаса мощности рассчитанный по графикам или номограмме вес уменьшается на 100 кг. Для вертолетов в геологоразведочном варианте рассчитанный максимально допустимый взлетный вес уменьшается на 150 кг.

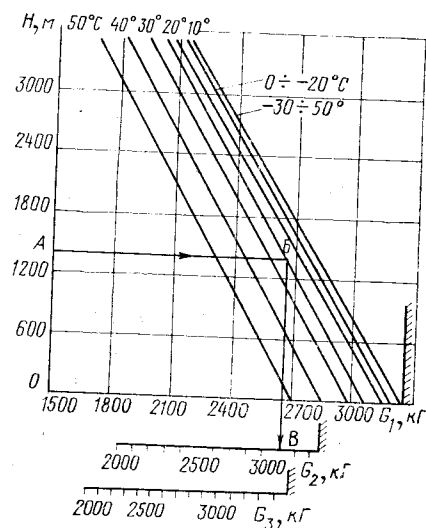


Рис. 59. Номограмма для определения допустимого взлетного веса в зависимости от барометрической высоты взлетной площадки, атмосферного давления, температуры наружного воздуха в момент взлета (штгиль): G_1 — при висении за пределами «воздушной подушки»; G_2 — при $h_k 2 м$; G_3 — максимально допустимый взлетный вес

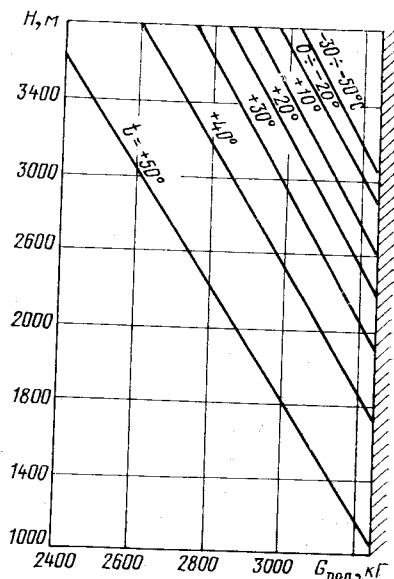


Рис. 60. Зависимость максимально допустимого веса вертолета от высоты и температуры наружного воздуха в горизонтальном полете

Вес считается рассчитанным правильно по второй шкале номограммы, если вертолет устойчиво висит на высоте не менее 2 м. При выполнении авиационно-химических работ методом непрерывной обработки со скоростью не менее 40 км/ч разрешается увеличить рассчитанный по номограмме вес на вес химикатов, вырабатываемых на одном гоне. При этом правильность расчета проверяется по запасу наддува. Увеличение полетного веса на каждые 50 кг снижает запас по наддуву на 10 мм рт. ст.

Для вертолета с весом, определенным по третьей шкале номограммы, высота зависания при контрольном висении должна быть не менее 0,5 м. Этот вес является предельным для взлета вертолета и полетов на скорости по прибору не менее 50 км/ч. Но во всех случаях взлетный вес не должен превышать 3250 кг.

Для исключения значительных ошибок в расчете максимального взлетного веса следует выполнять проверки на соответствие тяговых характеристик стандартным [15].

Из условия достаточного запаса мощности вертолет разгоняют до скорости 50—60 км/ч по прибору при числе оборотов несущих винтов 92—96%. По достижении требуемой скорости плавно переводят вертолет в установившийся режим подъема, не допуская падения числа оборотов. Если же число оборотов уменьшится на 2—3%, то не изменяя общего шага, поддерживать их поворотом корректора вправо. Переход на требуемый режим полета выполняю на истинной высоте не менее 20 м.

§ 4. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА

Взлет по-вертолетному. Отрыв вертолета от земли и набор высоты контрольного висения (вертикальный взлет) был разобран в гл. III. Разгон вертолета при взлете без использования влияния воздушной подушки разрешается выполнять, если вертолет устойчиво висит на высоте не менее 10 м над препятствиями в направлении взлета при любом эксплуатационном режиме работы двигателей.

Оптимальным направлением для взлета является такое, когда траектория проходит через препятствия, наиболее удаленные от места взлета, так как это обеспечивает требуемую скороподъемность на большем удалении от препятствий. Если же препятствия имеют наименьшую высоту, а траектория будет проложена против ветра, то при полете над препятствиями будет наибольший запас высоты.

Для разгона вертолета необходимо плавно отклонить ручку управления от себя, если же на контрольном висении есть запас мощности, то, плавно увеличивая общий шаг, предотвратить снижение вертолета. При отсутствии запаса мощности при контрольном висении начало разгона вертолета сопровождается его незначительной просадкой, которая будет тем меньше, чем меньше изменение угла тангажа и плавнее разгон вертолета до заданной скорости.

В тех случаях, когда вертолет эксплуатируется на заснеженных площадках, перед выполнением отрыва необходимо поработать некоторое время на максимально возможных оборотах и наддуве. После того как снежная пыль будет раздута, необходимо вертикально набрать высоту, при которой отсутствует влияние воздушной подушки и сохраняется видимость горизонта или наземных ориентиров впереди вертолета. Отрыв и набор высоты следует выполнять строго против ветра. И если на висении видимость не ухудшается, нужно отклонить ручку управления от себя и выполнить разгон вертолета, просматривая ориентиры под ним и не допуская кренов и снижения. Как правило, при достижении скорости 20—30 км/ч видимость вновь улучшается, так как снежный вихрь отстает от вертолета.

Для взлета по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки необходимо после отрыва вертолета от земли вертикально набрать высоту не менее 2—3 м, выполнить контрольно висение и, если вертолет устойчиво висит на этой высоте, то можно выполнять разгон.

Для более полного использования эффекта воздушной подушки на разгоне, увеличения запаса мощности и упрощения разгона нужно после контрольного висения снизиться до высоты 0,5—1,0 м и зависнуть, сохраняя число оборотов 92—96%. Затем, плавно отклоняя ручку управления от себя, перевести вертолет на режим разгона и для исключения просадки одновременно плавно увеличивать мощность двигателей вплоть до взлетной. Взлетный режим работы двигателя и скорость по прибору 50—60 км/ч позволит получить угол подъема 10—15° при нормальной управляемости вертолета.

Для получения минимальной взлетной дистанции энергичный разгон вертолета производится с высоты контрольного зависания. По достижении скорости 45—50 км/ч по прибору вертолет переводится в набор высоты, а число оборотов сохраняется с помощью корректора. После набора высоты 15 м продолжается подъем с одновременным разгоном вертолета до требуемой скорости. Нагрузка с органов управления снимается автотриммером. Подобный способ взлета применяется и при базировании вертолета на кораблях. Для его выполнения вертолет после зависания на высоте 2—3 м против ветра разгоняется и проходит над бортом корабля на высоте не ниже 3 м. Следует учитывать, что при смещении с палубы вследствие уменьшения эффекта воздушной подушки вертолет дает просадку. Снижение вертолета можно предотвратить, увеличив общий шаг.

Отрыв вертолета на баллонетах с воды также выполняется вертикально. Затем вертолет разгоняется с постепенным набором высоты для исключения касания баллонетов о воду.

Взлет с ограниченных площадок в горах следует выполнять строго против ветра. Разгон вести возможно более энергично, без набора высоты, чтобы над площадкой скорость по прибору состав-

ляла 40—50 км/ч. Дальнейшее увеличение скорости вести при снижении под уклон.

Взлет с разгоном с высоты контрольного зависания над твердым грунтом может быть принципиально выполнен даже при высоте висения менее 2 м. Но во всех случаях высота висения должна быть не менее 0,5 м, потому что из-за уменьшения эффекта воздушной подушки и вертикальной составляющей тяги на разгоне вертолет может столкнуться с землей. При разгоне с контрольного висения на высоте 0,5 м от пилота требуется повышенное внимание. Минимальные взлетные дистанции для этого случая показаны на рис. 61.

Взлет с разбегом вертолета по полосе выполняется при высоте контрольного висения не менее 0,5 м.

После контрольного висения вертолет приземляется, и общий шаг уменьшается до минимального. Затем устанавливают число оборотов несущих винтов и двигателей 87—92% и давление наддува 550—650 мм рт. ст. Плавно отклоняя ручку управления от себя и увеличивая общий шаг, пилот перемещает вертолет по полосе. Чем больше увеличение шага, тем больше пропульсивная сила, и если двигатели будут работать на взлетном режиме, то скорость отрыва будет достигнута при меньшей длине разбега. В зависимости от условий взлета вертолет отделяется самостоятельно от земли при скорости 20—50 км/ч, а затем пилот переводит вертолет на режим разгона. Не следует для уменьшения длины разбега чрезмерно отклонять ручку управления от себя, так как отрыв может произойти первоначально у основных колес и на передние колеса нагрузки значительно возрастут.

Необходимо удерживать вертолет на разбеге в четырехточечном положении вплоть до отделения от земли.

При разбеге вертолета с максимально допустимым для данных условий весом целесообразно для упрощения разбега и отрыва от земли не устанавливать сразу для двигателей взлетный режим. А при достижении скорости 20—60 км/ч отклонить ручку управления на себя и, увеличивая общий шаг, вплоть до получения взлетного режима, отделить вертолет от земли. Число оборотов должно быть равным 92—96%.

Исследования показали, что при скорости до 60 км/ч признаки «шимми» передних колес отсутствуют. Боковые нагрузки, создаваемые неровностями вертодрома, практически не вызывают колебаний передних колес относительно оси их ориентировки. Нет признаков

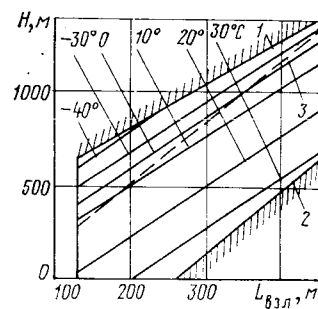


Рис. 61. Зависимость минимальной взлетной дистанции от барометрической высоты и температуры наружного воздуха при взлете с весом, соответствующим высоте контрольного зависания 0,5 м:

1 — минимальная температура для арктических условий; 2 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

и земного резонанса. Но если взлет выполняется с плотно укатанной площадки, то скорость отрыва не должна превышать 20—30 км/ч. Если отрыв происходит при скорости меньше 50 км/ч, то разгон вертолета ведется на выдерживании у земли. А при скорости 50 км/ч вертолет переводится на разгон до заданной скорости с постепенным набором высоты.

При взлетах с боковым ветром следует учитывать, что вертолет стремится накрениться и сместиться по ветру, а поэтому в момент отрыва необходимо отклонять ручку управления против ветра.

Разрешается выполнять отрыв на скорости менее 20 км/ч, если высота контрольного висения более 1 м.

Глава V. УСТАНОВИВШИЙСЯ ПОЛЕТ С ПОСТУПАТЕЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

§ 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Установившимся горизонтальным полетом называется полет в вертикальной плоскости с постоянной скоростью и на постоянной высоте.

При полете на крейсерских скоростях перемещение вертолета относительно земли сопровождается перемещением относительно воздуха. И из определения установившегося горизонтального полета при рассмотрении действующих на вертолет сил (см. рис. 43) могут быть получены условия выполнения горизонтального полета:

- $\Sigma M = 0$ — отсутствие угловых вращений и постоянство направления сил;
- $Y = G$ — сохранение постоянной высоты;
- $-X = X_{пл}$ — выдерживание постоянной скорости;
- $\Sigma F_z = 0$ — отсутствие скольжения.

Величина потребной для выполнения установившегося горизонтального полета аэродинамической силы винтов определяется по теореме Пифагора:

$$R = \sqrt{|-X|^2 + Y^2} = \sqrt{X_{пл}^2 + G^2}.$$

С достаточной точностью можно считать аэродинамическую силу несущих винтов суммарной силой тяги, так как на эксплуатационных режимах полета коэффициенты маховых движений и углы крена вертолета незначительны.

Поэтому $T_{потр} = \sqrt{G^2 + X_{пл}^2}.$

Для выполнения установившегося горизонтального полета тяга, создаваемая несущими винтами и потребная для полета, также должны быть равны. Тяга несущих винтов может быть определена по одной из теорий несущего винта. Но при определении характеристик горизонтального полета более нагляден метод баланс мощностей.

Потребная мощность несущих винтов — это мощность необходимая для создания определенной силы тяги. Тягу несущих винтов условно можно рассматривать как подъемную силу, соответствующую тяге на режиме висения, и пропульсивную силу. В соответствии с этим потребную для горизонтального полета мощность можно рассматривать как сумму вентиляторной и профильной мощности:

$$N_{г.п} = N_W + N_p,$$

где $N_W = N_i + N_X.$

На режиме висения индуктивная мощность может быть определена по формуле

$$N_i = \frac{TV_i}{75}, \text{ где } T = G + Y_{пл}.$$

Но в горизонтальном полете неравномерное поле скоростей по ометаемой поверхности вызывает дополнительную неравномерность индуктивного потока, а поэтому индуктивная мощность увеличивается на величину поправочного коэффициента. Кроме того, необходимо учесть уменьшение индуктивного сопротивления соосной несущей системы вследствие проявления в косом потоке по теории индукции эффекта биплана. И в горизонтальном полете индуктивная мощность может быть определена по формуле

$$N_i = \frac{TV_i}{75} K_i \kappa_{бипл},$$

где K_i — коэффициент, учитывающий неравномерность индуктивной скорости по ометаемой поверхности винтов; $\kappa_{бипл}$ — коэффициент индукции биплана, учитывающий величину и закон циркуляции вокруг сечения винта на данной точке размаха.

Для вертолета Ка-26 $K_i = 1,08$, $\kappa_{бипл} = 1$ при $\mu < 0,1$ и $\kappa_{бипл} = 0,85$ при $\mu \geq 0,1$.

Потребная индуктивная скорость установившегося горизонтального полета меньше, чем на режиме висения вследствие увеличения секундной массы воздуха, проходящей через винт. И если на режиме висения $v_i = \frac{\omega R}{2} \sqrt{c_T}$, то в горизонтальном полете индуктивная скорость при аэродинамическом расчете определяется по формуле

$$v_i = 0,5 \omega R \sqrt{\sqrt{c_T^2 + (2\mu)^2} - 2\mu^2},$$

где

$$c_T = \frac{2T}{\rho (\omega R)^2 F} = \frac{16 (G + Y_{пл})}{\Delta (\omega R)^2 F}.$$

Значения относительной индуктивной скорости $\bar{v}_i = \frac{v_i}{\omega R}$ представлены на рис. 62.

На режиме висения профильная мощность определяется как

$$N_p = c_{xp} \sigma \frac{\Delta (\omega R)^3}{4800} F.$$

В режиме горизонтального полета профильная мощность увеличивается с ростом неравномерности потока по ометаемой поверхности. И чем больше величина μ , тем больше неравномерность воздушного потока, что и учитывается введением поправочного коэффициента. Формула для подсчета профильной мощности в горизонтальном полете принимает вид:

$$N_p = (1 + 5\mu^2) c_{xp} \sigma \frac{\Delta (\omega R)^3}{4800} F,$$

где коэффициент c_{xp} определяется по профильным полярам как функция c_{x0} (рис. 63).

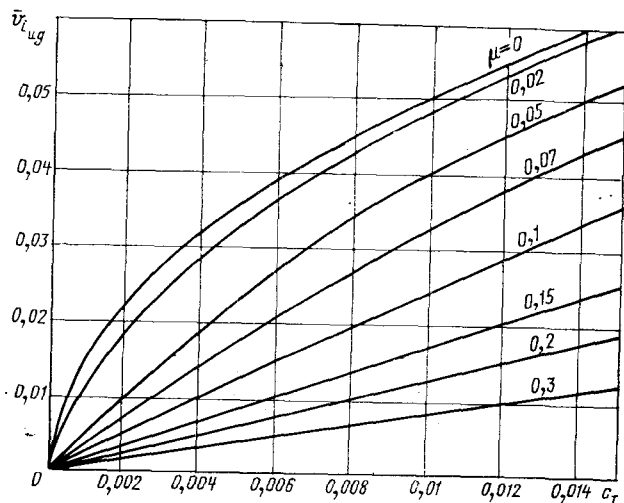


Рис. 62. Зависимость относительной индуктивной скорости идеального винта от коэффициента тяги характеристики режима полета

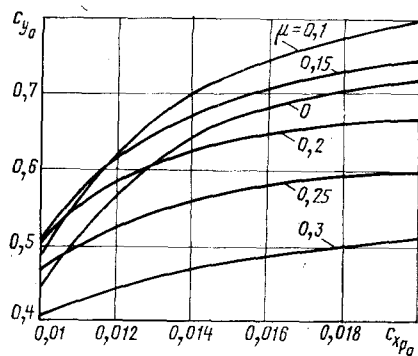
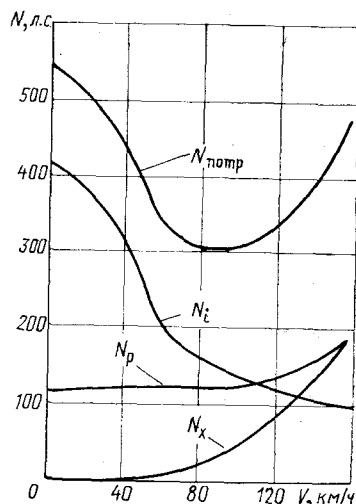


Рис. 63. Расчетные профильные полярные несущего винта Н-1

Рис. 64. Зависимость потребляемой мощности горизонтального полета и ее составляющих от скорости полета грузопассажирского вертолета (\$G=3050\$ кГ, \$\omega R=174\$ м/сек, \$H=0\$)



Коэффициент подъемной силы связан с коэффициентом тяги соотношением:

$$c_{y_0} = \frac{3,2c_T}{\sigma(1 + 1,2\mu^2)}.$$

Мощность движения определяется по формуле

$$N_x = \frac{X_{\text{вр}} V}{75} = c_{x_{\text{вр}}} \frac{\rho V^3}{150} S = \Sigma c_x S \frac{\Delta V^3}{1200}.$$

Величину \$\Sigma c_x S\$ можно определить по рис. 17.

Зависимость индуктивной, профильной мощностей и мощности движения от скорости представлена на рис. 64. Используя полученные данные, строят график зависимости потребляемой мощности от скорости горизонтального полета. Скорость, при которой мощность, потребляемая для горизонтального полета, минимальна, называется экономической.

Диапазон скоростей. При анализе баланса мощностей горизонтального полета рассматривают потребляемую мощность двигателей, а не несущих винтов:

$$N_{\text{потр.дв}} = \frac{N_{\text{г.п.}}}{\xi}.$$

Баланс мощностей, потребных для горизонтального полета вертолета, в транспортном варианте с полетным весом 3050 кГ на высоте, соответствующей уровню моря, при установленной подвесной пассажирской кабине показан на рис. 65.

Для выполнения установившегося горизонтального полета потребляемая мощность должна быть равна мощности, создаваемой двигателями. Располагаемая мощность двигателей и определит теоретический диапазон скоростей горизонтального полета, представленный на рис. 65.

Для вертолета Ка-26 расчетным режимом работы двигателей в горизонтальном полете является первый номинальный.

Для выполнения полета на экономической скорости двигатели должны быть задрессированы до получения минимальной потребляемой мощности горизонтального полета. Поэтому в полете на экономической скорости наибольший запас (избыток) мощности и наибольшие возможности для маневрирования. И если в полете на экономической скорости установить мощность, больше потребляемой, то избыток мощности может быть израсходован на увеличение потенциальной энергии высоты (подъем вертолета) или изменение кинетической энергии (величины или направления скорости горизонтального полета). Как видно из баланса мощностей, при постоянной мощности двигателя установившийся горизонтальный полет возможен на двух скоростях: \$V_1 > V_{\text{эк}}\$, \$V_2 < V_{\text{эк}}\$. Скорость полета больше экономической называют скоростью первого режима, а скорость полета меньше экономической — скоростью второго режима. Скорость первого режима, при которой мощность двигателей, потребляемая для горизонтального полета, равна расчетной, называется теоретической максимальной скоростью, а скорость второго режима — теоретической минимальной скоростью.

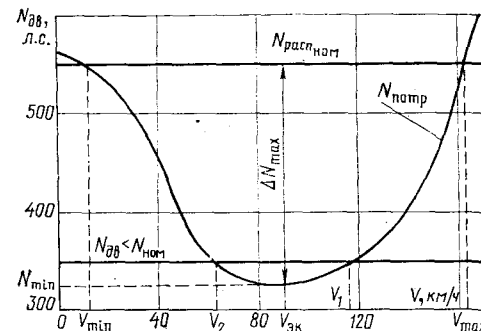


Рис. 65. Баланс мощностей горизонтального полета

§ 2. ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Изменение теоретического диапазона, теоретических минимальной, максимальной и экономической скоростей полета вызывается изменением потребляемой и располагаемой мощностей двигателей.

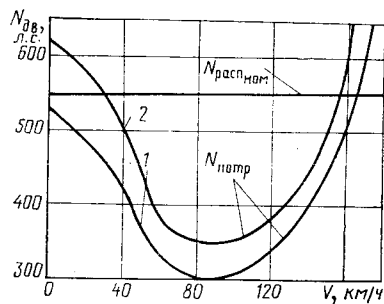


Рис. 66. Баланс мощностей при горизонтальном полете транспортного варианта вертолета с подвесной кабиной:

1 — $G=2870$ кг; 2 — $G=3250$ кг

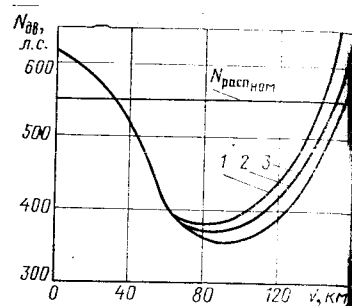


Рис. 67. Баланс мощностей при горизонтальном полете вертолета в различных вариантах применения:

1 — с опрыскивателем; 2 — с опылителем; 3 — грузо-пассажирский

Если уменьшить полетный вес, уменьшится требуемая подъемная сила, а следовательно, индуктивная и профильная мощности и мощность, потребная для горизонтального полета. Образовавшийся же дополнительный избыток мощности может быть использован для увеличения теоретического диапазона скоростей, т. е. теоретическая максимальная скорость увеличивается, а теоретическая минимальная скорость уменьшается. При значительном уменьшении полетного веса теоретическая минимальная скорость становится равной нулю, а потому висение возможно при первом номинальном режиме работы двигателя. Если же на нулевой скорости при этом появится избыток мощности, то мощность двигателя должна быть меньше мощности 1-го номинального режима. При увеличении полетного веса, наоборот, теоретическая минимальная скорость увеличивается, а максимальная уменьшается.

В диапазоне полетных весов вертолета Ка-26 при изменении полетного веса изменение соотношения между индуктивной и профильной мощностями и мощностью движения практически не сказывается на величине экономической скорости горизонтального полета.

Баланс мощностей горизонтального полета транспортного варианта вертолета Ка-26 с подвесной кабиной на высоте, соответствующей уровню моря, с различными полетными весами показан на рис. 66.

При увеличении вредного сопротивления вертолета увеличивается мощность движения и тем больше, чем больше скорость полета.

Изменение потребной мощности горизонтального полета вертолетов в транспортном и сельскохозяйственных вариантах на высоте, соответствующей уровню моря, с полетным весом 3250 кг показано на рис. 67.

Как видно из графика, на малых скоростях полета потребная мощность практически одинакова во всех вариантах применения вертолета. Это объясняется тем, что прирост мощности движения в сельскохозяйственном варианте незначителен и компенсируется уменьшением индуктивной и профильной мощностей при уменьшении отрицательной подъемной силы вертолета (см. рис. 13) по

сравнению с транспортным вариантом с подвесной кабиной. А поэтому теоретическая минимальная скорость практически одинакова на вертолетах во всех вариантах применения. Но на скоростях больше 50 км/ч при увеличении скорости полета мощность, потребная для полета вертолета в варианте опрыскивателя, становится больше, чем в варианте опылителя и транспортном варианте. И чем больше скорость полета, тем больше увеличение мощности в варианте опрыскивателя, так как мощность движения пропорциональна кубу скорости, в то время как индуктивная и профильная мощности пропорциональны лишь квадрату скорости полета.

Увеличение потребной мощности и уменьшение избытка мощности приводят к уменьшению максимальной теоретической скорости горизонтального полета и теоретического диапазона скоростей вертолета.

По данным испытаний, максимальная скорость вертолета в сельскохозяйственном варианте меньше, чем в грузо-пассажирском на 15—20 км/ч и составляет у земли около 145 км/ч.

Значительное увеличение мощности движения на больших скоростях полета вертолета в сельскохозяйственном варианте меняет соотношение между индуктивной, профильной мощностями и мощностью движения. А поэтому экономическая скорость полета уменьшается. И если в полете на высоте, соответствующей высоте уровня моря, в транспортном варианте расчетная экономическая скорость 90 км/ч, то в варианте с опылителем 80, а в варианте с опрыскивателем 76 км/ч.

Вследствие большего вредного сопротивления минимальная потребная мощность в варианте опрыскивателя больше, чем в варианте опылителя, а в варианте опылителя больше, чем в транспортном варианте, поэтому и наименьший максимальный избыток мощности будет в варианте опрыскивателя.

При изменении плотности воздуха меняется как потребная, так и располагаемая мощность. Баланс мощностей для вертолета в транспортном варианте при полетном весе 2870 кг на различных высотах представлен на рис. 68.

Как видно из графика, на всех скоростях полета при увеличении высоты потребная мощность увеличивается. Это обусловлено тем, что при меньшей плотности воздуха для создания постоянной силы тяги требуется большая индуктивная мощность. Мощность движения при увеличении высоты полета вследствие уменьшения вредного сопротивления при уменьшении плотности воздуха уменьшается. Но относительная величина мощности движения меньше, чем вентиляторной мощности, и основное влияние на характер изменения мощности, потребной для полета, оказывает в этих случаях вентиляторная мощность.

На больших скоростях полета относительная величина мощности движения возрастает, а поэтому и увеличение потребной мощности горизонтального полета при подъеме на высоту на больших скоростях меньше.

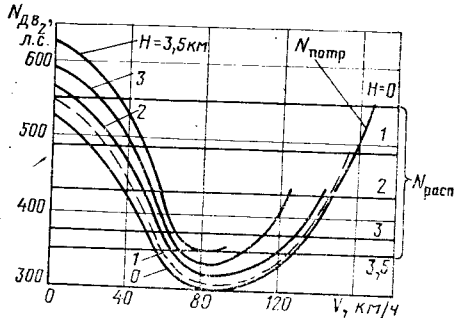


Рис. 68. Баланс мощностей горизонтального полета транспортного варианта с подвесной кабиной на различных высотах

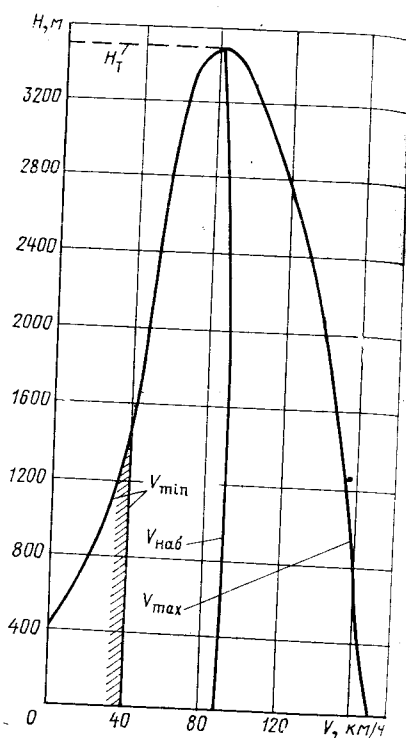


Рис. 69. Характерные скорости горизонтального полета →

Увеличение потребной мощности двигателей и уменьшение их располагаемой мощности приводит при увеличении высоты полета к значительному уменьшению теоретического диапазона скоростей как вследствие увеличения минимальной скорости, так и вследствие уменьшения максимальной.

Полет на высоте теоретического потолка возможен лишь на экономической скорости. Экономическая же скорость горизонтального полета вертолета Ка-26 при увеличении высоты полета изменяется незначительно. Но все же при подъеме на высоту экономическая скорость уменьшается за счет изменения соотношения между индуктивной мощностью и суммой профильной мощности и мощности движения.

Полученные по кривым потребных и располагаемых мощностей (см. рис. 68) характерные скорости горизонтального полета изображены на рис. 69. Здесь же показано эксплуатационное ограничение минимальной скорости полета для получения устойчивых показаний указателя скорости УС-250К.

Для определения скорости невозмущенного воздушного потока измеряют полное и статическое давления. Получаемый таким образом от приемников воздушного давления скоростной напор и позволяет определить скорость полета $V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$,

где $q = p_{полн} - p_{стат}$.

Прибор проградуирован для значения плотности на уровне моря в стандартных атмосферных условиях, а поэтому при отличиях плотности воздуха от стандартной истинная скорость полета будет отличаться от приборной даже у идеального прибора, у которого отсутствуют погрешности. Скорость по идеальному прибору называют индикаторной.

Для вертолета Ка-26 поправками на сжимаемость воздуха можно пренебречь, и поэтому индикаторная скорость для всех высот будет неизменной при постоянном скоростном напоре. А воздушная скорость при увеличении высоты полета с постоянной индикаторной скоростью будет увеличиваться, так как уменьшится плотность воздуха.

Плотность воздуха на высоте связана с плотностью воздуха у земли соотношением $\frac{\rho_n}{\rho_0} = \Delta$, поэтому $V = \frac{V_i}{\Delta}$.

Указатели скорости, установленные на вертолете Ка-26 при измерениях, дают погрешности, и приборная скорость отличается от индикаторной на величину поправок:

$$V_i = V_{пр} + \delta V_{инс} + \delta V_{зап} + \delta V_a,$$

где $\delta V_{инс}$ — инструментальная поправка, учитывающая технологические неточности и конструктивные особенности, определяемая для каждого прибора путем тарировки; $\delta V_{зап}$ — поправка на запаздывание показаний приборов, связанная с длиной трубопроводов и объемом корпусов приборов; δV_a — аэродинамическая поправка, характеризующая искажения потока, вносимые как вертолетом, так и самим приемником воздушного давления.

Инструментальные поправки прикладываются в виде графика к каждому экземпляру прибора. Согласно техническим условиям, погрешности показаний прибора УС-250К при скоростях от 20 до 40 км/ч составляют ± 3 км/ч, а при скорости от 40 до 250 км/ч — ± 5 км/ч.

Скорость по прибору с введением инструментальной поправки называют скоростью по самописцу. Поправкой на запаздывание при установившихся режимах полета пренебрегают. Аэродинамические поправки определяют путем тарировки прибора.

По данным государственных испытаний, для вертолета Ка-26 в транспортном варианте аэродинамические поправки возрастают с увеличением скорости полета и составляют от 7 до 14 км/ч в диапазоне скоростей по прибору 30—150 км/ч. На некоторых вертолетах аэродинамическая поправка может достигать 16 км/ч. Для вертолетов в сельскохозяйственных вариантах аэродинамическая поправка постоянна и составляет 12 км/ч в диапазоне скоростей 40—120 км/ч по прибору.

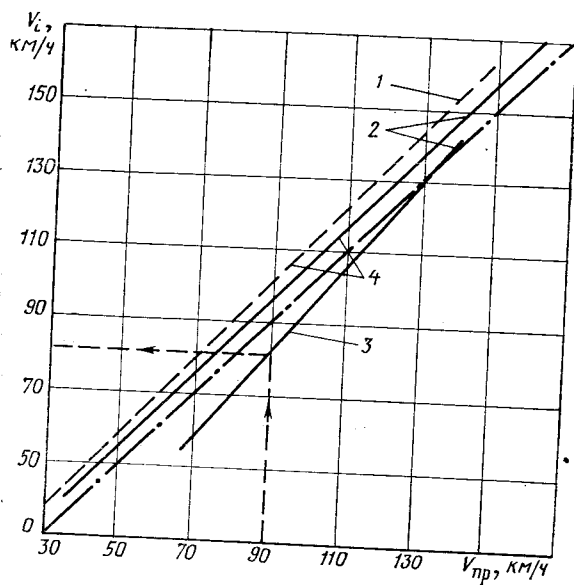


Рис. 70. Тарировка указателя скорости (приемника воздушных давлений):
1 — по данным государственных испытаний; 2 — улучшенной установки ПВД; 3 — на режиме авт. ротации; 4 — в горизонтальном полете и наборе высоты

В результате проведенной конструкторским коллективом работы аэродинамические поправки удалось несколько уменьшить, а с постановкой на приемники воздушных давлений корректирующих колец аэродинамические поправки удалось снизить практически до нуля. Тарировка приемников воздушного давления представлена на рис. 70.

На рис. 69 ограничение минимально допустимой воздушной скорости указано из условия, что допустимая скорость по прибору — 30 км/ч, инструментальная поправка — 3 км/ч, аэродинамическая поправка — 7 км/ч. Таким образом, ограничение соответствует индикаторной скорости $V_i = 30 + 3 + 7 = 40$ км/ч.

§ 3. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ В РЕЖИМЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Анализ балансировки вертолета в установившемся горизонтальном полете может быть проведен по балансировочным кривым (рис. 71—75).

На рис. 71 показано, что во всех вариантах применения вертолета на индикаторных скоростях меньше 35 км/ч в режиме горизонтального полета балансировочные кривые имеют положительный наклон, т. е. для перехода на большую скорость требуется большее отклонение ручки управления от себя. При дальнейшем увеличении индикаторной скорости до 70 км/ч в грузопассажирском варианте вертолета или до скорости 45—50 км/ч в варианте опрыскивателя или перебазирования положительный наклон балансировочных кривых сохраняется. В варианте опрыскивателя со снятыми штангами (что по полетной конфигурации с достаточной

точностью соответствует варианту опыливателя) на индикаторных скоростях 35—40 км/ч балансировочная кривая практически не имеет наклона.

Практически отсутствует наклон балансировочной кривой при горизонтальном полете грузопассажирского варианта в диапазоне индикаторных скоростей 70—90 км/ч. На индикаторных скоростях более 90 км/ч для увеличения скорости полета вновь требуется отклонение ручки управления от себя, т. е. индикаторные скорости более 90 км/ч характеризуются по скорости полета положительным наклоном балансировочной кривой.

Для вертолета в сельскохозяйственном варианте при индикаторных скоростях 50—90 км/ч балансировочные кривые имеют отрицательный наклон. Для балансировки вертолета на большей скорости полета в этом диапазоне требуется перемещать ручку управления на себя. Если индикаторные скорости равны 90—120 км/ч, балансировочные кривые практически не имеют наклона, а на больших скоростях появляется незначительный положительный наклон кривых.

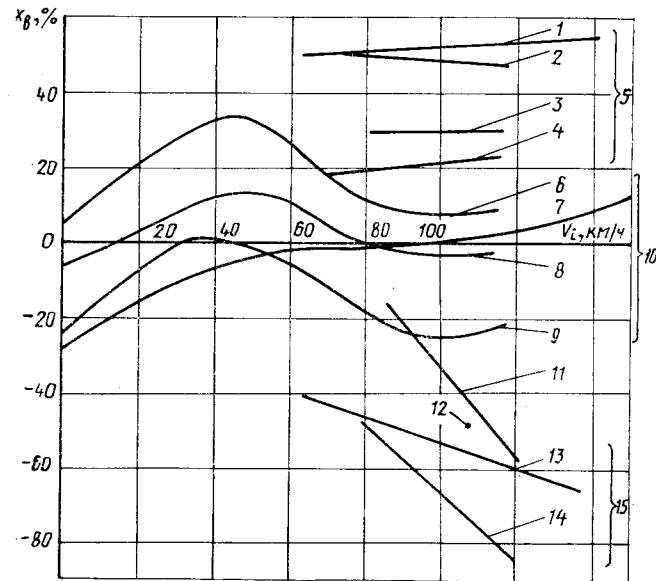


Рис. 71. Балансировочные кривые продольного управления для различных вариантов применения вертолета:

1 — с подвесной кабиной, $x=122$ мм, $G=3030$ кг; 2 — с опрыскивателем, $x=122$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 3 — перебазирование, $x=129 \div 149$ мм, $G=3250$ кг; 4 — с опрыскивателем со снятыми штангами, $x=207$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 5 — набор высоты на первом номинальном режиме; 6 — с опрыскивателем, $x=122$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 7 — с подвесной кабиной, $x=204$ мм, $G=3030$ кг; 8 — перебазирование, $x=129 \div 149$ мм, $G=3250$ кг; 9 — с опрыскивателем со снятыми штангами, $x=207$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 10 — горизонтальный полет; 11 — с опрыскивателем, $x=122$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 12 — перебазирование, $x=129 \div 149$ мм, $G=3250$ кг; 13 — с подвесной кабиной, $x=225$ мм, $G=3030$ кг; 14 — с опрыскивателем со снятыми штангами, $x=207$ мм, $G=2950 \div 3250$ кг; 15 — планирование на режиме самовращения несущих винтов

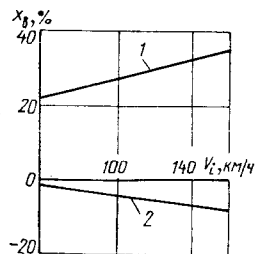


Рис. 72. Балансировочные кривые продольного управления для грузо-пассажирского варианта вертолета при постоянном шаге несущих винтов ($G=3030$ кг, $x=204$ мм):

1 — набор высоты; 2 — планирование

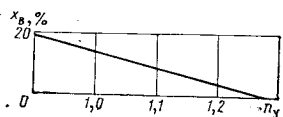


Рис. 73. Зависимость отклонения ручки управления на себя от вертикальной перегрузки

зависимости от скорости полета и это соответствует 40—70% хода ручки от нейтрального положения до упора.

Таким образом, если в установившемся горизонтальном полете вертолет попадает в восходящий поток, то без вмешательства пилота в управление вертолет будет стремиться уменьшить перегрузку и конструктивные углы атаки несущих винтов, уменьшая при этом угол тангажа. И наоборот, при попадании в нисходящий поток вертолет, стремясь сохранить перегрузку горизонтального полета, будет увеличивать тангаж.

Изменение центровки не приводит к каким-либо заметным изменениям в поведении вертолета в установившемся полете.

Чем больше скорость установившегося горизонтального полета, тем больше вредное сопротивление и больше требуемая пропульсивная сила.

Следовательно, увеличивается отклонение аэродинамической силы несущих винтов вперед, и угол тангажа уменьшается. Чем больше передняя центровка, тем больше пикирующий момент от несущих винтов и меньше угол тангажа для обеспечения продольной балансировки вертолета. На скорости 170 км/ч при центровке 196 мм угол тангажа в установившемся горизонтальном полете достигает — 9°.

«Ложка» в балансировочных кривых вертолета по скорости в основном обуславливается изменением эффективности горизонтального оперения вследствие взаимного влияния несущих винтов, фюзеляжа и стабилизатора.

По балансировочным кривым грузо-пассажирского варианта видно, что наибольшее потребное отклонение ручки управления от себя в горизонтальном полете соответствует максимальной скорости и предельно задней центровке, а наибольшее отклонение ручки управления на себя соответствует, как отмечалось, режиму висения.

На рис. 73 изображена зависимость отклонения ручки управления в продольном направлении от вертикальной перегрузки. По графику видно, что грузо-пассажирский вариант вертолета с полетным весом 3030 кг, центровкой — 204 мм при скорости 120 км/ч обладает статической устойчивостью по перегрузке. И для создания большей вертикальной перегрузки требуется отклонение ручки управления на себя.

Величина отклонения ручки на единицу перегрузки составляет 70—120 мм в зависимости от скорости полета и это соответствует 40—70% хода ручки от нейтрального положения до упора.

Таким образом, если в установившемся горизонтальном полете вертолет попадает в восходящий поток, то без вмешательства пилота в управление вертолет будет стремиться уменьшить перегрузку и конструктивные углы атаки несущих винтов, уменьшая при этом угол тангажа. И наоборот, при попадании в нисходящий поток вертолет, стремясь сохранить перегрузку горизонтального полета, будет увеличивать тангаж.

Изменение центровки не приводит к каким-либо заметным изменениям в поведении вертолета в установившемся полете.

Чем больше скорость установившегося горизонтального полета, тем больше вредное сопротивление и больше требуемая пропульсивная сила.

Следовательно, увеличивается отклонение аэродинамической силы несущих винтов вперед, и угол тангажа уменьшается. Чем больше передняя центровка, тем больше пикирующий момент от несущих винтов и меньше угол тангажа для обеспечения продольной балансировки вертолета. На скорости 170 км/ч при центровке 196 мм угол тангажа в установившемся горизонтальном полете достигает — 9°.

Путевая и поперечная балансировка, а также статическая устойчивость грузо-пассажирского варианта вертолета на малых и больших скоростях полета может быть проанализирована по рис. 74 и 75. Балансировочные кривые получены при выполнении координированных скольжений на скоростях 40 и 140 км/ч ($G=3030$ кг, $x=204$ мм.) На рисунках показано, что в полете без скольжения на скорости 40 км/ч требуется отклонение ручки управления влево примерно на 4% от нейтрального положения, а на скорости 140 км/ч — примерно на 14%.

При полете без скольжения на скорости 40 км/ч правую педаль следует отклонять от нейтрального положения примерно на 28%, а на скорости 140 км/ч примерно — на 9%.

Таким образом, горизонтальный полет соосного вертолета, как и одновинтового, характеризуется асимметрией управления. И изменение скорости полета требует не только продольных, но и поперечных перемещений ручки управления. А так как поперечная и путевая балансировка взаимосвязаны, то при изменении скорости полета происходит и перемещение педалей.

Изменение путевой и поперечной балансировки в полете без скольжения связано с изменением величины и направления завала конусов вращения несущих винтов в косом потоке. Но изменение поперечной и путевой балансировки вертолета Ка-26 значительно меньше, чем одновинтовых вертолетов, а поэтому пилотирование проще.

В горизонтальном полете отклонение педалей не превышает 20—30 мм, а ручки управления — 30—40 мм. Изменение угла крена вертолета при этом показано на рис. 76.

Из рисунка видно, что при балансировке без скольжения угол крена не превышает $\pm 2^\circ$.

При выполнении комбинированных скольжений влево необходимо отклонять влево ручку управления и правую педаль вперед, а при правом скольжении ручка управления перемещается вправо и отклоняется относительно балансировочного положения вперед левая педаль. Балансировочные кривые (см. рис. 49 и 74) и резуль-

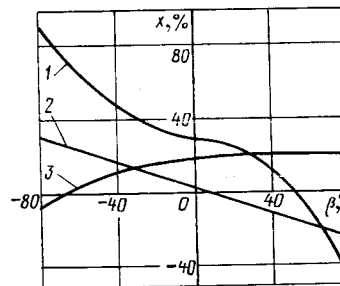


Рис. 74. Балансировочные кривые грузо-пассажирского варианта при выполнении координированных скольжений со скоростью 40 км/ч:

1 — $x_n = f(\beta)$; 2 — $x_k = f(\beta)$; 3 — $x_B = f(\beta)$

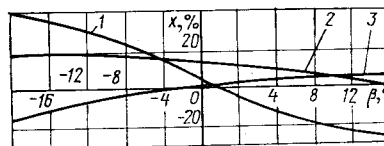


Рис. 75. Балансировочные кривые для грузо-пассажирского варианта вертолета при выполнении координированных скольжений со скоростью 140 км/ч:

1 — $x_n = f(\beta)$; 2 — $x_k = f(\beta)$; 3 — $x_B = f(\beta)$

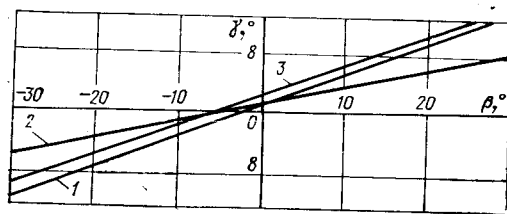


Рис. 76. Изменение углов крена при скольжениях:

1 — $x=160$ мм; $V=140$ км/ч;
2 — $x=160$ мм, $V=100$ км/ч;
3 — $x=185$ мм, $V=140$ км/ч

таты испытаний показывают, что при скоростях до 40 км/ч вертолет обладает путевой и поперечной статической устойчивостью в пределах углов скольжения $\pm 90^\circ$.

При скоростях полета более 100 км/ч вертолет обладает путевой и поперечной статической устойчивостью по углу скольжения в диапазоне углов скольжения $\pm 20^\circ$ (см. рис. 75). При углах скольжения $\pm (20-36^\circ)$ характеристики устойчивости практически близки к нейтральным, а при углах скольжения влево и вправо больше 36° вертолет статически неустойчив в путевом отношении.

Поперечная статическая устойчивость в диапазоне индикаторных скоростей 100—145 км/ч проявляется при углах скольжения: до $\pm 35^\circ$.

Взаимосвязь углов скольжения с углами крена при координированных скольжениях вполне определенная (см. рис. 76).

Однако отсутствие продольной статической устойчивости вертолета в диапазоне скоростей по прибору 20—80 км/ч свидетельствует и о динамической неустойчивости. Так, на проверенной скорости горизонтального полета 70 км/ч по прибору на высоте 1000 м возмущенное движение вертолета после «дач» характеризуется развивающимися колебаниями по крену, тангажу и рысканию, сопровождающееся в основном изменением угла крена и скорости полета. Среднее время изменения угла тангажа на 5° составляет 50 сек. Но на скорости по прибору 115 км/ч в режиме горизонтального полета на средней высоте 1000 м возмущенное движение вертолета характеризуется затуханием по крену, тангажу и рысканию, т. е. вертолет на этом режиме обладает устойчивостью.

Хорошие характеристики устойчивости и управляемости облегчают пилотирование. Вертолет Ка-26 сохраняет в режиме горизонтального полета высокую эффективность, чувствительность и мощность управления. Так, при индикаторной скорости 120 км/ч «дачи» командными рычагами управления вызывают изменение угла тангажа на $\pm 20^\circ$, а угла крена и скольжения на $\pm 30^\circ$. Но изменение положения вертолета в пространстве при отклонении органов управления уменьшается с увеличением скорости полета (см. гл. III, § 3). Характеристики загрузочных механизмов (см. рис. 38—40) во всем диапазоне эксплуатационных скоростей не создают значительных нагрузок на командных органах управления. А малые отклонения ручки управления и небольшие усилия способствуют тому, что психологически пилот воспринимает двойные движения

ручкой управления лишь как излишнюю чувствительность управления.

Но при изменении скоростей в горизонтальном полете необходимо еще учитывать особенности первого и второго режимов полета. Так, для увеличения скорости горизонтального полета пилоту необходимо увеличить пропульсивную и сохранить подъемную силы. А поэтому увеличивается потребная аэродинамическая сила несущих винтов и потребная мощность двигателей. Но если увеличение скорости происходит в пределах второго режима полета, то большей скорости соответствует меньшая потребная мощность (см. рис. 65). И от пилота потребуются двойные действия рычагом «шаг-газ»: для увеличения скорости необходимо увеличить мощность, а по достижении скорости — уменьшить ее до требуемой. На первом режиме полета большей скорости соответствует большая потребная мощность. И если в начале разгона устанавливается требуемая мощность для нового режима полета, то двойные отклонения рычага «шаг-газ» могут быть исключены.

Разгон и торможение вертолета применяется в учебных целях и для отработки техники пилотирования в диапазоне скоростей от минимально до максимально допустимой.

Перед началом разгона для получения максимально допустимой скорости устанавливают число оборотов 86% и отклонением ручки управления от себя с одновременным подъемом рычага общего шага увеличивают скорость полета. Заданный курс полета при этом выдерживается отклонением педалей и ручки управления с учетом особенностей балансировки вертолета. Число оборотов поддерживается постоянным.

Достигнув заданной скорости, пилот фиксирует ее отклонением ручки на себя и выдерживает в течение 10—15 сек, так как подобная задержка позволяет запомнить угол тангажа и поведение вертолета на максимально допустимой скорости. Затем скорость полета уменьшается до минимально допустимой отклонением ручки управления на себя с одновременным уменьшением общего шага винтов.

Высота полета и число оборотов несущих винтов при этом должны оставаться постоянными, и следует учесть, что при переходе на второй режим уменьшение скорости полета сопровождается увеличением потребной мощности, а поэтому в зависимости от высоты полета, темпа гашения скорости и атмосферных условий для сохранения заданной высоты потребуются при скорости 80—60 км/ч перемещать рычаг общего шага вверх. Достигнув минимально допустимой скорости, пилот выдерживает ее в течение 10—15 сек, оценивает поведение вертолета и переходит на заданный режим полета.

При изменении скорости полета на вертолете Ка-26 следует помнить, что при скорости менее 100 км/ч вибрации практически отсутствуют. Но при полете с большей скоростью появляются незначительные вибрации, увеличивающиеся по мере роста скорости. Особенно возрастают вибрации при некачественной регулировке

демпферов. Увеличение числа оборотов несколько уменьшает уровень вибраций, так как уменьшается неравномерность воздушного потока, и при числе оборотов 96% вибрации наименьшие.

Но так как вибрации зависят от скорости полета, то чтобы не допускать повышенных напряжений в конструкции, следует учесть особенности работы УС-250К на вертолете Ка-26.

На вертолете в сельскохозяйственном варианте уровень вибраций больше, чем в грузо-пассажирском, а поэтому меньше и максимально допустимая скорость полета. Наибольший уровень вибраций на вертолете в варианте с опылывателем, а в варианте с опрыскивателем вибрации уменьшаются. В полете с загруженной грузовой платформой уровень вибраций еще меньше.

Запасы управления во всем диапазоне скоростей горизонтального полета достаточны. Минимальный запас путевого управления до упора правой педали соответствует скорости по прибору 40 км/ч и на оборотах 96% составляет 33% от полного диапазона их отклонения. На эксплуатационных режимах полета запасы путевого управления не менее 60% хода педалей от нейтрального положения. Причем следует отметить, что с увеличением скорости более 40 км/ч по прибору запасы путевого управления увеличиваются, так как вследствие изменения направления завала конусов вращения педали для поддержания направления полета возвращаются в нейтральное положение. Поперечное перемещение ручки управления в горизонтальном полете незначительно, а запасы поперечного управления не менее 75% хода ручки от нейтрального положения.

§ 4. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

На малых высотах (до 600 м) горизонтальный полет выполняется при различных видах специальных работ, в учебных целях, а также для перемещения вертолета, когда состояние грунта или препятствия не позволяют произвести руление. Рекомендуется выполнять полеты против ветра. Полет на малых высотах над пыльной или заснеженной поверхностью выполняется только против ветра. Запрещаются в зоне влияния воздушной подушки развороты при скорости ветра более 8 м/сек. При ветре 3—8 м/сек разрешается подлет под углом к направлению ветра до 90°, а при ветре менее 3 м/сек — в любом направлении.

Скорость полета определяется визуально, и на высотах ниже 10 м не должна превышать 15 км/ч. Но высота подлета должна быть не менее 2 м. Над пыльной или заснеженной поверхностью высота полета должна быть не менее 10 м, а поступательная скорость 30—40 км/ч. На указанной скорости пыльные или снежные вихри отстают от вертолета, и пилотирование упрощается. Для сохранения достаточного запаса мощности подлеты должны выполняться при числе оборотов несущих винтов 92—96%. Заданное число оборотов поддерживают изменением положения корректора.

Полеты на истинных высотах более 25 м разрешаются лишь в том случае, если в данных атмосферных условиях обеспечиваются висения вне зоны влияния воздушной подушки. Если истинная высота более 50 м, рекомендуемая скорость не менее 50 км/ч.

Для исключения влияния воздушной подушки и нормальной управляемости вертолета при воздействии атмосферной турбулентности в пересеченной местности полеты должны производиться на высоте не менее 20 м над рельефом и на скорости по прибору не менее 40—50 км/ч.

На авиационно-химических работах скорость полета над обрабатываемым участком устанавливается в зависимости от вида работ. Основные виды работ выполняются в диапазоне скоростей 30—100 км/ч. Максимально допустимая скорость полета над пересеченной местностью — 60 км/ч, над равнинной — 100 км/ч. При скорости полета более 60 км/ч и скорости ветра более 4 м/сек запрещается применять непрерывный способ обработки участка. Число оборотов несущих винтов при обработке участка ядохимикатами должно находиться в пределах 86—92% по условиям нормальной эксплуатации электродвигателя МТ-3000.

Предельно допустимая крутизна обрабатываемых склонов 45°. Маршруты заходов, как правило, должны быть построены вдоль горизонталей. Расстояние от конца лопастей несущих винтов до склона по горизонтали и вертикали должно быть не менее 25 м, а при геологоразведочных работах не менее 50 м. Полеты вниз по склону допускаются, если соблюдается рабочая скорость, крутизна склона не более 25° и отсутствуют препятствия на выходе из гона. Заходы вверх по склону выполняются, если на выходе из гона сохраняется требуемая поступательная скорость и необходимая скороподъемность. Полет до обрабатываемого участка выполняется по кратчайшему безопасному маршруту на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 50 м. Скорость полета до обрабатываемого участка 60—100 км/ч. Максимально допустимая скорость по прибору для получения приемлемого уровня вибраций 130 км/ч, высота и скорость производственного полета устанавливаются не менее чем за 50 м до границы обрабатываемого участка.

В равнинной местности над садами и виноградниками высота полета должна быть не менее 5 м, над лесом — не менее 10 м, над высоковольтными линиями при пересадочной местности — не менее 100 м, а при равнинной — 50 м. Если же высоковольтная линия расположена на границе обрабатываемого участка, ее следует пересекать на высоте не менее 20 м. Над препятствиями пролетают на высоте не ниже 10 м над ними.

Обрабатывать участки с воздушными линиями связи и электропередач разрешается вдоль проводов с подветренной стороны на расстоянии не менее 50 м при скорости ветра не более 8 м/сек. С наветренной же стороны допускаются полеты вдоль проводов на расстоянии не менее 50 м, если скорость ветра до 5 м/сек, а также на расстоянии не менее 100 м, если скорость ветра 5—8 м/сек.

Скорость и высота производственных полетов в геологоразведочном варианте устанавливаются в зависимости от рельефа местности. При полетах с выпущенной гондолой минимально допустимая высота увеличивается на длину выпущенного троса. Полеты с грузами на внешней подвеске и с выливным устройством в рабочем положении выполняются на высоте не менее 150 м. Величина максимально допустимой скорости в каждом конкретном случае зависит от поведения груза, но не должна превышать 135 км/ч. Если в полете груз раскачивается, то необходимо плавно уменьшить скорость полета.

Полеты над лесными массивами выполняются на скорости 60—100 км/ч при высоте не менее 100 м, по патрулированию лесов, доставке десантников-пожарных и оборудования — на скорости до 140 км/ч, по борьбе с браконьерским ловом рыбы — на скорости 90—140 км/ч и высотах 100—150 м, со звукоусилительной установкой ПЗС-68 — на скорости 60—80 км/ч и высотах 400—500 м.

На больших высотах в результате уменьшения избытка мощности диапазон скоростей установившегося горизонтального полета уменьшается. Для сохранения достаточного запаса мощности при маневрировании максимально допустимая высота учебно-тренировочных полетов в облаках 2000 м. В производственных полетах при низких температурах наружного воздуха и малых полетных весах максимально допустимая высота 4000 м. Полеты выполняются на крейсерских скоростях в пределах эксплуатационного диапазона скоростей. При этом минимально допустимая скорость определяется мощностью двигателей. Причины ограничения максимальной скорости полета будут разобраны в гл. VII, § 6 и 7.

Высота и крейсерская скорость полета зависят от конкретного полетного задания. Полеты при патрулировании лесов из условия наибольшей площади обзора целесообразно выполнять на высоте 600—800 м, а при отсутствии лесных пожаров — на высоте 1000—1500 м. Длительные полеты следует выполнять на крейсерской скорости меньше максимально допустимой минимум на 10 км/ч и при мощности двигателей не больше номинальной. Запрещается в полетах на высотах более 500 м на вертолете в корабельном варианте производить выпуск баллонетов, в противном случае возможно их слабое наполнение и увеличение нагрузок на них.

При полетах в горах запрещается снижаться в горные долины, ширина которых на установленной высоте менее 500 м. Запрещается также снижаться в горные долины, если скорость ветра 6 м/сек, или выполнять полеты на подветренных склонах. При полетах вдоль склонов запрещается приближаться к ним ближе чем на 100 м.

При полетах в горах следует учитывать повышенную турбулентность атмосферы. И хотя «болтанка» на вертолете Ка-26 по сравнению с вертолетами Ми-1, Ка-15, Ка-18 меньше, следует учитывать усложнение пилотирования. Не рекомендуется стремиться сохранить обороты винтов изменением положения корректора,

так как это приводит к значительной разбалансировке вертолета. Чтобы не вызвать значительного изменения числа оборотов, не следует значительно изменять угол тангажа.

Иногда в сильную болтанку на вертолете могут появляться кратковременные хлопки лопастей, но это на режим полета влияния не оказывает. Полеты в сильную болтанку выполняются на скорости не более 100 км/ч, если высота менее 2000 м, и не более 90 км/ч на больших высотах. Минимально допустимая скорость полета в турбулентной атмосфере 60 км/ч. Запрещаются полеты в зонах сильной и штормовой болтанки, когда скорость полета изменяется на 20—30 км/ч, а высота на 30—50 м. При попадании в зону сильной атмосферной турбулентности необходимо принять все меры по выходу из нее, так как, помимо усложнения пилотирования, возникают значительные знакопеременные нагрузки на элементах конструкции. При крайней необходимости продолжать полет следует увеличить высоту, потому что наибольшая турбулентность атмосферы соответствует истинным высотам 100—500 м.

§ 5. ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЯ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Если вертолет движется с поступательной скоростью, избыток мощности гораздо больше, чем в прямом потоке (см. рис. 68). Поэтому при наборе высоты с поступательной скоростью можно получить большую скороподъемность и достичь большей высоты. Меньшая же потребная мощность для полета по наклонной траектории по сравнению с вертикальными режимами обеспечивает большую экономичность набора высоты и снижения с работающими двигателями, расширяет маневренные возможности вертолета. Принципиально снижение и набор высоты с работающими двигателями можно вести под любым углом наклона траектории к горизонту, и это упрощает построение маршрутов полета. При снижении с поступательной скоростью более 40 км/ч исключается режим вихревого кольца.

Изменение высоты полета сопровождается изменением плотности воздуха и, следовательно, изменением параметров движения. Поэтому и набор высоты, и снижение с работающими двигателями рассматриваются как квазиставившиеся режимы полета в диапазоне высот, когда изменение плотности воздуха незначительно.

Установившимся набором высоты называется полет с постоянной скоростью в вертикальной плоскости по восходящей прямолинейной траектории, направленной к горизонту под определенным углом. Установившееся снижение с работающими двигателями отличается от набора высоты направлением траектории движения. Для выполнения установившихся полетов по наклонной траектории вертолет должен быть сбалансирован, т. е. $\Sigma M = 0$. Остальные уравнения движения могут быть записаны при рассмотрении действующих на вертолет сил.

Для удобства анализа силы, действующие на вертолет, изображены на рис. 77—79 в проекциях на скоростные оси координат. Из рисунков следует:

$Y = G_y$ — условия прямолинейного движения;

$\Sigma F_z = 0$ — отсутствие скольжения.

Условия поддержания постоянной скорости полета несколько отличаются для режима набора высоты и снижения, так как при подъеме сила веса противодействует движению, а при снижении является движущей. Кроме того, на режиме снижения в зависимости от требуемой скорости на траектории несущие винты могут создавать как пропульсивную силу (см. рис. 78), так и силу сопротивления движению (см. рис. 79).

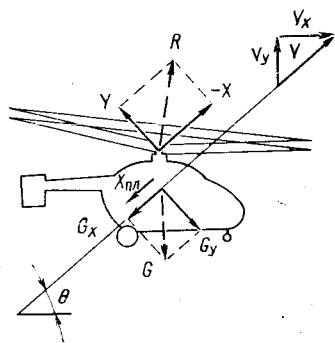


Рис. 77. Схема взаимодействия сил при установившемся наборе высоты

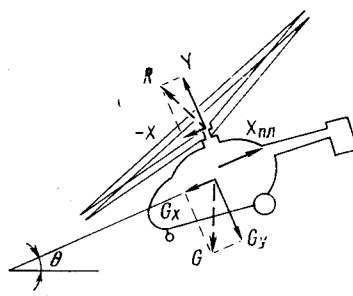


Рис. 78. Схема взаимодействия сил при установившемся снижении с отрицательными углами атаки несущих винтов

Для выдерживания постоянной скорости для набора высоты должно выполняться условие:

$$-X = X_{пл} + G_x,$$

а при снижении с работающими двигателями уравнение принимает вид:

$$G_x = X_{пл} \pm X.$$

Аэродинамическая сила, необходимая для выполнения установившегося режима полета может быть определена по теореме Пифагора: $R = \sqrt{Y^2 + | \pm X |^2}$.

И аналогично горизонтальному полету величина аэродинамической силы может считаться приблизительно равной тяге винтов.

Для выполнения установившихся режимов полета тяга, создаваемая несущими винтами, и тяга, необходимая для полета, должны быть равны. А следовательно, мощность двигателей должна быть равна мощности, потребной для полета.

Вертикальная скорость, угол подъема, время и высота (потолок) подъема в зависимости от скорости полета могут быть определены при анализе баланса мощностей горизонтального полета. Чем больше величина мощности, подводимой к несущему винту сверх требуемой для горизонтального полета, тем больше вертикальная скорость подъема. Расчетным для набора высоты является первый номинальный режим работы двигателей.

Вертикальную скорость для различных условий полета можно определить по формуле

$$V_y = \frac{75 (N_{расп} - N_{потр})}{G} \zeta.$$

Минимальная потребная мощность, наибольший избыток мощности и максимальная вертикальная скорость подъема соответствуют экономической скорости горизонтального полета. Поэтому экономическую скорость горизонтального полета называют наивыгоднейшей скоростью набора высоты.

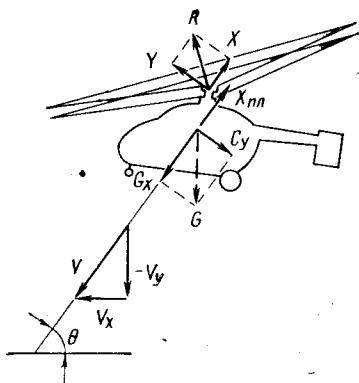


Рис. 79. Схема взаимодействия сил при установившемся снижении с положительными углами атаки несущих винтов

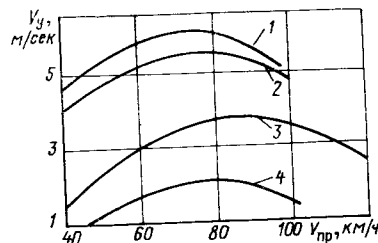
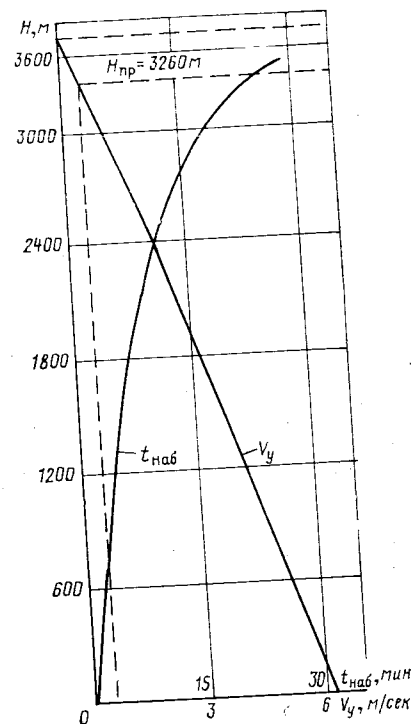


Рис. 80. Зависимость вертикальной скорости подъема от скорости полета на первом номинальном режиме работы двигателей:

1 — вариант с опрыскивателем, $G = 2910$ кг, $H = 500$ м, $t_{н.в.} = 13^\circ \text{C}$; 2 — с опыливателем, $G = 2860$ кг, $H = 500$ м, $t_{н.в.} = 10^\circ \text{C}$; 3 — с подвесной кабиной, $G = 3020$ кг, $H = 800$ м, $t_{н.в.} = -4^\circ \text{C}$; 4 — с подвесной кабиной, $G = 3010$ кг, $H = 2500$ м, $t_{н.в.} = -5^\circ \text{C}$

Рис. 81. Зависимость $V_{y \max} = f(H)$ и барограмма подъема грузо-пассажирского вертолета



Зависимость, характеризующая изменение вертикальной скорости подъема от скорости полета, называется полярной скоростью подъема.

На графике, построенном на рис. 80, скорость полета указана по прибору. Как видно из графика, максимальная вертикальная скорость и наивыгоднейшая скорость уменьшаются при увеличении высоты полета.

Высота, на которой вертикальная скорость установившегося подъема на наивыгоднейшем режиме становится равной нулю, называется теоретическим потолком полета вертолета.

Практически высота теоретического потолка недостижима, так как при уменьшении вертикальной скорости до нуля время подъема стремится к бесконечности:

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{y \text{ ср}}}$$

Практическим потолком вертолета считается высота, на которой максимальная вертикальная скорость подъема составляет 0,5 м/сек.

По расчетам для вертолета в транспортном варианте с полетным весом 2870 кг высота практического потолка на первом номинальном режиме — 3260 м, а теоретического — 3500 м. Зависимости расчетной максимальной вертикальной скорости и времени подъема от высоты (барограмма подъема) с полетным весом 2870 кг для вер-

толета в грузо-пассажирском варианте изображены на рис. 8. Время подъема подсчитывается по участкам, в пределах которых изменение вертикальной скорости незначительно, а затем суммируется:

$$t = \sum_0^H \Delta t = \sum_0^H \frac{1}{V_{y_{\text{ср}}}} \Delta H,$$

или

$$t = \frac{H_T}{60 V_{y_0}} \cdot \frac{1}{\ln 1 - \frac{H}{H_T}},$$

где V_y — вертикальная скорость подъема при $H=0$.

Чем больше полетный вес, тем меньше избыток мощности (см. рис. 66) и меньше вертикальная скорость подъема, потолок вертолета, а время подъема на заданную высоту значительнее.

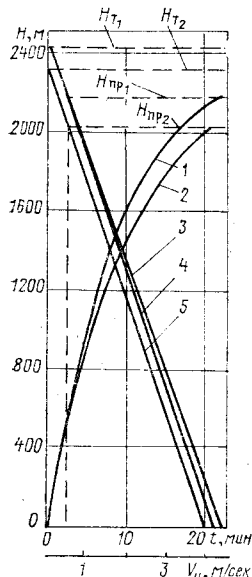


Рис. 82. Характеристики подъема для различных вариантов применения вертолетов:

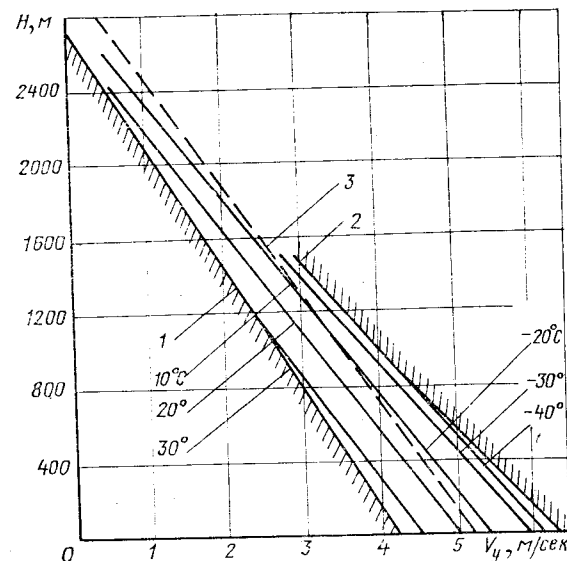
1 — с опрыскивателем и с подвесной кабиной $t = f(H)$; 2 — с опрыскивателем, $t = f(H)$; 3 — с подвесной кабиной $t = f(H)$; 4 — с опрыскивателем и с подвесной кабиной $t = f(H)$; 5 — с опрыскивателем $t = f(H)$.

В варианте опрыскивателя избыток мощности меньше, чем в варианте опыливателя, и меньше, чем в грузо-пассажирском варианте (см. рис. 67). Поэтому при постоянной плотности воздуха и постоянном весе максимальные вертикальные скорости в варианте опрыскивателя меньше, чем в грузо-пассажирском варианте примерно на 0,8 м/сек, а в варианте опыливателя примерно на 0,3 м/сек. Расчетные барограммы подъема и зависимости максимальной вертикальной скорости подъема от высоты для вертолета с максимальным взлетным весом в грузо-пассажирском и сельскохозяйственных вариантах построены на рис. 82.

Изменение максимальной вертикальной скорости от высоты и температуры наружного воздуха для вертолета в грузо-пассажирском варианте с полетным весом 3250 кг показано на рис. 83, а с полетным весом 2870 кг — на рис. 84. Увеличение мощности двигателя приводит к увеличению избытка мощности и высоте потолка. Так, по расчетам для вертолета в грузо-пассажирском варианте с нормальным полетным весом 2870 кг при работе двигателей на взлетном режиме высота практического потолка увеличивается до 4100 м. Но время работы двигателей на взлетном режиме ограничено, и поэтому

Рис. 83. Зависимость максимальной вертикальной скорости подъема от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузо-пассажирского вертолета с максимальным взлетным весом:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы



длительный установившийся подъем на взлетном режиме невозможен.

При постоянной скорости полета величину вертикальной скорости определяет угол подъема (см. рис. 77):

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V_{н.в}} \text{ или } \theta = \arcsin \frac{V_y}{V_{н.в}},$$

$$\text{или } \theta = \arctg \frac{V_y}{V_x}.$$

Таким образом, угол подъема тем больше, чем больше вертикальная скорость и меньше путевая. Угол подъема поэтому увеличивается при увеличении избытка мощности, а также при встречном ветре.

Максимальный угол подъема соответствует скорости меньше наименьшей, а следовательно, при подъеме по наиболее крутой траектории уменьшается вертикальная скорость подъема.

Вертикальная скорость снижения определяется величиной недостатка мощности:

$$-V_y = \frac{-\Delta N_{75}}{G}.$$

А по величине вертикальной и путевой скорости можно определить угол снижения:

$$-\theta = -\arctg \frac{V_y}{V_x}.$$

Понятие недостатка мощности противоположно избытку, и уменьшение избытка мощности в некотором пределе приведет к созданию дефицита.

Таким образом, те факторы, которые в установившемся горизонтальном полете уменьшали избыток мощности, будут увеличивать дефицит мощности. При постоянном режиме работы двигателей дефицит мощности увеличивается при

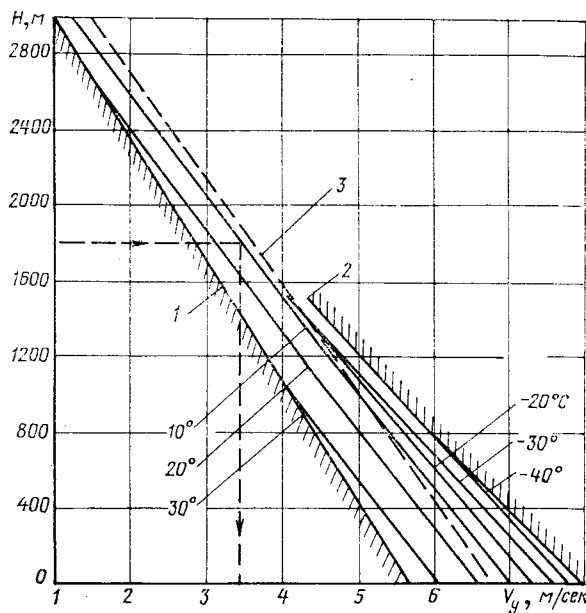


Рис. 84. Зависимость максимальной вертикальной скорости подъема от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузопассажирского вертолета с нормальным полетным весом:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

увеличении полетного веса, вредного сопротивления вертолета, высоты полета, влажности, температуры наружного воздуха или изменения скорости полета от экономической.

При постоянной мощности двигателей наименьший дефицит мощности и минимальная вертикальная скорость снижения соответствуют экономической скорости горизонтального полета, а поэтому экономическая скорость является наивыгоднейшей скоростью снижения.

Для получения постоянной вертикальной скорости снижения в полете на наивыгоднейшей скорости потребуются наименьшая мощность двигателей и получится наибольшая экономия топлива.

Графики, показывающие зависимость вертикальной скорости снижения от скорости полета, называют полями скоростей снижения.

§ 6. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Как видно по моментным диаграммам (см. рис. 30), у планера вертолета увеличивается кабрирующий момент при росте абсолютной величины отрицательных углов атаки фюзеляжа. В поступательном полете увеличение индуктивного схода потока и абсолютной величины отрицательных углов атаки может быть создано увеличением мощности двигателей, т. е. при переходе в режим набора высоты. Поэтому для обеспечения продольной балансировки при наборе высоты с поступательной скоростью необходимо отклонить ручку управления от себя.

Балансировочные кривые вертолета (см. рис. 71) показывают, что потребное отклонение ручки управления от себя в наборе вы-

соты больше, чем в горизонтальном полете для всех вариантов применения. И по балансировочной кривой грузо-пассажирского варианта (см. рис. 72) видно, что вертолет при наборе высоты с поступательной скоростью обладает продольной статической устойчивостью по скорости. Так, для установившегося полета на большей скорости для балансировки вертолета требуется отклонение ручки управления от себя. Наибольшее отклонение ручки управления от себя соответствует предельно задней центровке, числу оборотов 96% и скорости 140 км/ч. Но степень продольной статической устойчивости грузо-пассажирского варианта незначительна. Увеличение продольной статической устойчивости может быть достигнуто при переходе к передним центровкам.

Для вертолета в варианте опрыскивателя балансировочная кривая (см. рис. 71) имеет отрицательный наклон, а в варианте перебазирования балансировочная кривая не имеет наклона. В варианте опыливателя у вертолета незначительная продольная статическая устойчивость по скорости. Практически вертолет обладает нейтральной продольной статической устойчивостью по скорости полета во всем разрешенном диапазоне скоростей и центровок.

Вертолет обладает в режиме набора высоты и продольной статической устойчивостью по углу атаки. Так, например, при переходе от установившегося набора высоты к горизонтальному полету требуется отклонение ручки управления на себя.

Изменение путевой и поперечной балансировки вертолета в режиме набора высоты по сравнению с горизонтальным полетом незначительно.

При переходе на режим установившегося снижения с работающими двигателями вертолет балансируется по сравнению с горизонтальным полетом большим отклонением ручки управления на себя, так как отрицательные углы атаки фюзеляжа и кабрирующий момент планера уменьшаются.

В полете на скорости по прибору 110 км/ч при переходе от горизонтального полета к снижению с работающими двигателями с вертикальной скоростью 3 м/сек изменение продольной балансировки для грузо-пассажирского варианта вертолета составляет 25—30 мм, это соответствует 7—10% полного диапазона хода ручки.

На режиме моторного снижения вертолет обладает продольной статической устойчивостью по углу атаки. И для перехода к горизонтальному полету требуется отклонение ручки управления от себя, а при увеличении вертикальной скорости снижения — на себя.

В диапазоне скоростей снижения 20—80 км/ч по прибору балансировочные кривые отклонения продольного управления имеют отрицательный наклон, т. е. при переходе с меньшей скорости на большую для балансировки вертолета требуется отклонение ручки управления на себя. Но на других скоростях полета при рекомендуемых вертикальных скоростях проявляется незначительная продольная статическая устойчивость по скорости.

Поперечная и путевая балансировка на режиме снижения с работающими двигателями по сравнению с горизонтальным полетом

практически не изменяются. Наибольшее отклонение ручки управления влево соответствует снижению на скорости по прибору 140 км/ч, средней высоте 1000 м и вертикальной скорости 3–4 м/сек.

Балансировочные отклонения ручки управления в поперечном направлении на всех установившихся режимах полета не превышают 30% ее хода от нейтрального положения, а балансировочные отклонения педалей на эксплуатационных установившихся режимах полета не превышают 50% их хода от нейтрального положения.

В режимах снижения и набора высоты вертолет обладает путевой и поперечной статической устойчивостью в диапазоне углов скольжения $\pm (20\text{--}25^\circ)$ и вертолет статически неустойчив в путевом отношении по углу скольжения при углах скольжения больше 25° .

Вертолет не обладает общей динамической устойчивостью ни в наборе высоты, ни при снижении. Возмущенное движение вертолета характеризуется развивающимися колебаниями по тангажу, крену и скольжению. Среднее время изменения угла тангажа на 5° при наборе высоты на первом номинальном режиме работы двигателей со скоростью по прибору 80 км/ч составляет 8,5 сек.

Незначительное изменение балансировки и слабо выраженная неустойчивость облегчают пилотирование вертолетом по сравнению с эксплуатируемыми в настоящее время одновинтовыми вертолетами Аэрофлота.

Запасы управления во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и центровок достаточны. Минимальный запас поперечного управления до левого упора составляет 34% от полного диапазона хода ручки управления. Управляемость вертолета практически не отличается от режима горизонтального полета. Эффективность путевого управления в наборе высоты даже несколько больше, чем в горизонтальном полете. При снижении эффективность путевого управления меньше, чем в горизонтальном полете, потому что эффективность путевого управления определяется разностью реактивных (крутящих) моментов несущих винтов, которые прямо пропорциональны мощности.

Как особенность в пилотировании вертолетом следует отметить незначительное изменение угла тангажа при переходе к набору высоты или снижению с режима горизонтального полета. Поэтому авиагоризонт АГК-47ВК не позволяет определить направление полета, а режим полета по приборам определяется с помощью вариометра, высотомера, указателей наддува двигателей и по положению рычага «шаг-газ».

Установившийся подъем в эксплуатационном диапазоне скоростей до высоты 100–150 м рекомендуется выполнять с максимальным углом наклона траектории к горизонту, т. е. на скорости по прибору 50 км/ч на взлетном режиме работы двигателей. Применение такой методики пилотирования позволяет не только уменьшить дистанцию первоначального набора высоты, но и повышает степень безопасности полета в случае отказа двигателей. А для

снижения шума на местности подъем по крутой территории следует выполнять до высоты примерно 300 м.

Для большей скороподъемности или малого угла наклона траектории к горизонту разрешается после взлета выполнять набор высоты на большей поступательной скорости или при меньшей мощности двигателей. Как правило, набор высоты выполняется на номинальных режимах работы двигателей, но можно использовать и любой другой. Наивыгоднейшая скорость подъема до высоты 500 м для вертолета в грузо-пассажирском варианте — 85 км/ч по прибору, а в сельскохозяйственных вариантах — 80 км/ч. При увеличении высоты от 500 до 1500 м наивыгоднейшая скорость грузо-пассажирского варианта — 80 км/ч, а сельскохозяйственных — 75 км/ч. Скорость по прибору 75 км/ч является наивыгоднейшей и для грузо-пассажирского варианта в диапазоне высот 1500–2000 м. При увеличении высоты подъема до практического потолка скорость по прибору для всех вариантов применения уменьшается до 70 км/ч. Время подъема до высоты практического потолка с полетным весом 3030 кг в стандартных атмосферных условиях на первом номинальном режиме работы двигателей у грузо-пассажирского варианта — 21 мин.

Разрешается в зависимости от высоты полета, полетного веса, температуры наружного воздуха, варианта применения выполнять набор высоты во всем эксплуатационном диапазоне скоростей горизонтального полета. Но при увеличении скорости подъема необходимо учитывать увеличение уровня вибраций.

По достижении заданной высоты вертолет переводят в режим горизонтального полета. Для перехода с режима горизонтального полета на снижение необходимо уменьшить мощность двигателей путем уменьшения общего шага и сохранить число оборотов несущих винтов в допустимых пределах. Величина уменьшения общего шага будет зависеть от требуемой вертикальной скорости снижения.

Наивыгоднейшие скорости снижения и эксплуатационный диапазон скоростей такие же, как и в режиме набора высоты.

Но изменение скорости от наивыгоднейшей приведет либо к увеличению вертикальной скорости, либо к увеличению режима работы двигателей.

Рекомендуемая вертикальная скорость снижения и набора высоты не должна превышать 3 м/сек за исключением случаев экстренного снижения.

При переходе к снижению с работающими двигателями следует учитывать, что продольная разбалансировка вертолета тем значительнее, чем больше изменение режима работы двигателей.

При снижении с грузом на внешней подвеске действует дополнительный пикирующий момент вследствие отставания груза и потребуются большее отклонение ручки управления на себя по сравнению с полетом по транспортировке грузов внутри пассажирской кабины или на грузовой платформе.

§ 7. РАСХОД ТОПЛИВА И ПОДСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Дальностью полета называется расстояние, измеренное по поверхности земли которое способен пролететь вертолет в заданном направлении при израсходовании определенного запаса топлива.

Продолжительностью полета называется время, затрачиваемое на полет при израсходовании определенного запаса топлива.

При расчетах дальность и продолжительность полета определяют по участкам показанным на рис. 85 (здесь L_1 — участок, проходимый на взлете и наборе высоты; $L_{г.п.}$ — участок крейсерского горизонтального полета; L_2 — участок, проходимый при снижении и посадке вертолета).

В зависимости от условий различают техническую и практическую (тактическую) дальность и продолжительность полета.

Технической дальностью полета называется дальность, определенная для вертолета в стандартных атмосферных условиях при полном израсходовании топлива в полете на оптимальном режиме.

Практической дальностью полета называется дальность полета с учетом аэронавигационного запаса топлива. Аэронавигационный запас топлива является резервом на случай изменения плана и условий полета. В каждом конкретном случае величину аэронавигационного запаса определяет пилот. Но во всех случаях аэронавигационного запаса топлива должно хватить не менее чем на 30 мин полета. Соответственно дальности полета различают и продолжительность полета. Расчет продолжительности полета ведут по количеству топлива и его часовому расходу.

Часовым расходом называют количество топлива, расходуемого за один час

$$Q = \frac{G_T}{T},$$

где Q — часовой расход топлива, кг/ч или л/ч; G_T — запас топлива, кг или л; T — продолжительность полета, ч.

Поэтому продолжительность установившегося полета равна:

$$T = \frac{G_T}{Q}.$$

Количество топлива, расходуемого на один километр, называют километровым расходом

$$q = \frac{G_T}{L},$$

где q — километровый расход, кг/км или л/км; L — дальность полета, км.

Отсюда дальность установившегося полета определяется как

$$L = \frac{G_T}{q}.$$

Наибольшее расстояние, на которое может удалиться вертолет от места взлета при условии возвращения без дозаправок, называют радиусом полета. Радиус и дальность полета будут тем больше, чем больше запас топлива и меньше километровый расход.

Часовой расход топлива. Часовой расход топлива двигателя может быть рассчитан по формуле

$$Q = c_e N_{дв},$$

где c_e — удельный расход топлива.

Удельный расход изменяется по мере дросселирования двигателя. Но у двигателя М-14В-26 часовой расход топлива возрастает как при увеличении наддува, так и числа оборотов. Часовые расходы топлива, принятые при выполнении аэродинамического расчета, показаны на рис. 86.

Для выполнения установившегося полета мощность двигателей должна быть равна мощности, потребной для полета. А так как между часовым расходом и мощностью двигателей существует прямо пропорциональная зависимость, то факторы, которые влияют на мощность, потребную для полета, определяют и часовой расход топлива в полете. Часовой расход будет возрастать при увеличении полетного веса, вредного сопротивления вертолета, числа оборотов несущего винта. Минимальный часовой расход соответствует экономической скорости полета.

Зависимости часового расхода топлива от воздушной скорости полета при полетном весе 3250 кг и на высоте, соответствующей уровню моря, для различных вариантов применения показаны на рис. 87. Как видно из графика, характер изменения часового расхода аналогичен изменению мощности, потребной для горизонтального полета (см. рис. 67).

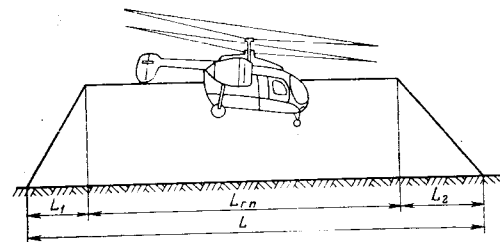


Рис. 85. Расчетная схема дальности полета

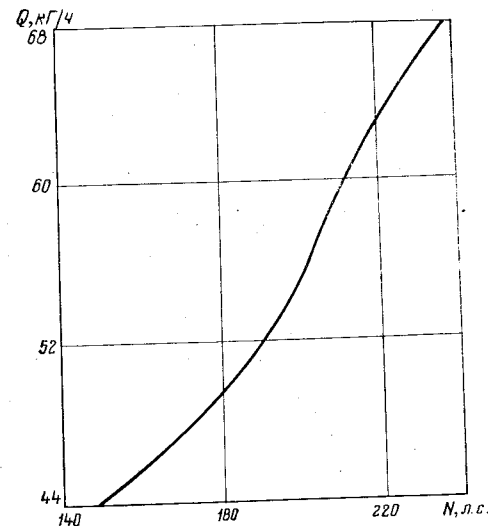


Рис. 86. Зависимость часового расхода топлива двигателя от его мощности ($n = 2450$ об/мин; $H = 0$)

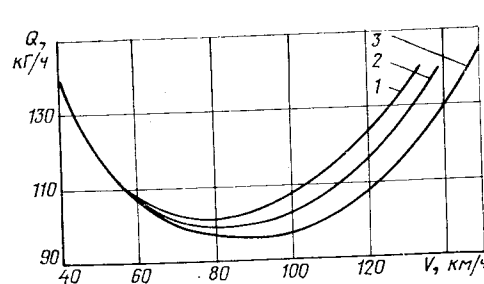


Рис. 87. Зависимость часового расхода топлива от скорости полета вертолета для различных вариантов: 1 — с опрыскивателем; 2 — с опыливателем; 3 — с подвесной кабиной

На рис. 88 показаны зависимости минимального часового расхода топлива от полетного веса вертолета для различных вариантов применения.

При полетном весе 3250 кг минимальный часовой расход в грузо-пассажирском варианте — 96 кг/ч, а в сельскохозяйственных — 100 кг/ч. При нормальном взлетном весе расход уменьшается до 90—91 кг/ч.

Уменьшение часового расхода топлива при увеличении высоты полета для вертолетов с малыми полетными весами обусловлено особенностями изменения удельного расхода топлива при изменении мощности двигателей и высоты полета. И хотя характеристики, изображенные на рис. 86—88, получены расчетным путем, но они удовлетворительно согласуются с результатами летных испытаний.

Километровый расход топлива. Величина километрового расхода определяется по формуле

$$q = \frac{G_T}{L},$$

где $G_T = QT$.

$$\text{Поэтому } q = \frac{QT}{L} = \frac{Q}{V}.$$

Следовательно, километровый расход минимален при минимальном соотношении между часовым расходом и скоростью полета вертолета.

Скорость, при которой километровый расход топлива минимальный, называется наивыгоднейшей крейсерской скоростью.

При этом должна рассматриваться путевая скорость полета, так как километровый расход определяется на единицу пути. При полете в безветрие путевая скорость W равна воздушной (истинной) скорости полета V и называется технической скоростью.

При полете с попутным ветром путевая скорость увеличивается, а километровый расход уменьшается:

$$q = \frac{Q}{W} = \frac{Q}{V + U}.$$

При встречном же ветре, наоборот, путевая скорость уменьшается, а километровый расход увеличивается:

$$q = \frac{Q}{V - U}.$$

В общем случае направление ветра не совпадает с направлением путевой скорости, и вертолет сносит в сторону от намеченного направления полета. Чтобы прилететь в заданный пункт, вектор технической скорости должен быть направлен к путевой скорости под углом сноса. В этом случае боковой ветер в расчетах заменяют эквивалентным ветром, совпадающим по направлению с путевой скоростью и изменяющим путевую скорость так же, как и боковой.

Используя понятие эквивалентного ветра и определение километрового расхода, можно найти наивыгоднейшую крейсерскую скорость по зависимости часового расхода от истинной скорости полета. Наивыгоднейшую крейсерскую скорость в штиль можно определить, если провести касательную из начала координат к кривой часового расхода (рис. 89):

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{Q}{V} \text{ и величина } \varepsilon \text{ минимальна при } \left(\frac{Q}{V} \right)_{\min} = q_{\min}.$$

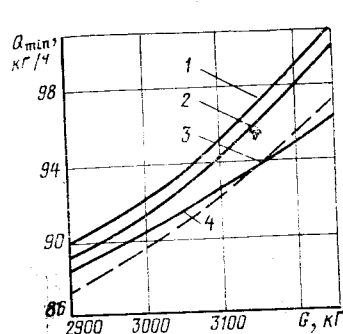


Рис. 88. Зависимость минимального часового расхода топлива от полетного веса для различных вариантов:

1 — с опрыскивателем, $H=0$; 2 — с опыливателем, $H=0$; 3 — с подвесной кабиной, $H=0$; 4 — с подвесной кабиной, $H=500$ м

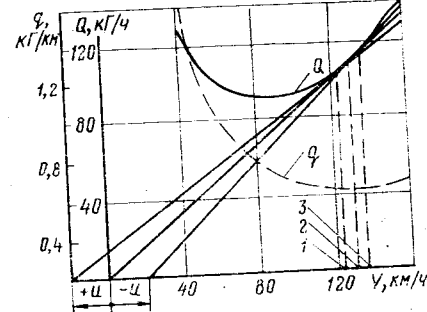


Рис. 89. Определение километрового расхода топлива и наивыгоднейшей скорости полета транспортного вертолета с полетным весом 3050 кг, $H=0$:

1 — попутный ветер; 2 — штиль; 3 — встречный ветер

При встречном ветре величина ε минимальна при $\left(\frac{Q}{V - U} \right)_{\min}$, поэтому наивыгоднейшая скорость увеличивается, а при попутном ветре величина ε минимальна $\left(\frac{Q}{V + U} \right)_{\min}$, и наивыгоднейшая крейсерская скорость уменьшается.

Изменение наивыгоднейшей крейсерской скорости в зависимости от скорости эквивалентного ветра показано на рис. 90.

При постоянной скорости полета увеличение часового расхода приводит к увеличению километрового расхода топлива. Поэтому километровый расход топлива увеличивается при росте полетного веса, вредного сопротивления вертолета и числа оборотов несущего винта. При увеличении мощности часовой расход увеличивается, поэтому минимальный километровый расход увеличивается, соответствующий скорости больше экономической, при увеличении высоты полета также возрастает. Зависимость минимального километрового расхода топлива от полетного веса для различных вариантов применения и высот полета показаны на рис. 91.

При максимальном взлетном весе в грузо-пассажирском варианте минимальный километровый расход — 0,88 кг/км, а при но-

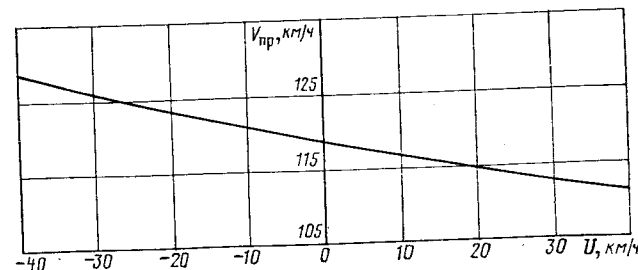


Рис. 90. Зависимость наивыгоднейшей крейсерской скорости вертолета от скорости эквивалентного ветра

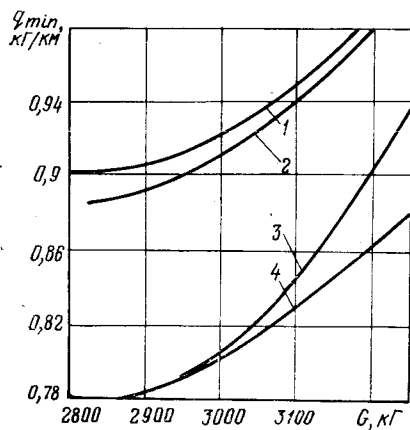


Рис. 91. Зависимость минимального километрового расхода топлива от полетного веса вертолета:

1 — вариант с опрыскивателем, $H=0$; 2 — с опыливателем, $H=0$; 3 — с подвесной кабиной, $H=500$ м; 4 — с подвесной кабиной, $H=0$

минальном взлетном весе — $0,81$ кг/км (с учетом выработки топлива и уменьшения полетного веса расходы топлива в полете будут еще меньше).

Зависимость километрового расхода от скорости полета показана на рис. 92.

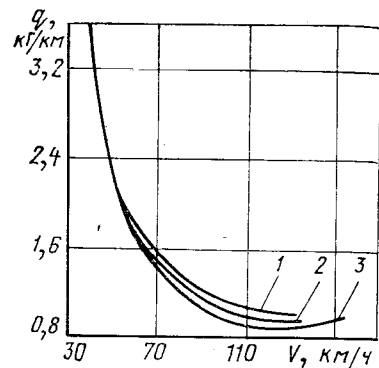


Рис. 92. Зависимость километрового расхода топлива от скорости полета вертолета с максимальным взлетным весом, $H=0$:

1 — с опрыскивателем; 2 — с опыливателем; 3 — с подвесной кабиной

§ 8. ХАРАКТЕРНЫЕ КРЕЙСЕРСКИЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАПРАВКИ ВЕРТОЛЕТА ТОПЛИВОМ

При заданной заправке вертолета топливом наибольшая продолжительность полета соответствует наименьшему часовому расходу. Поэтому экономическую скорость иногда называют режимом максимальной продолжительности полета вертолета. Режимы максимальной продолжительности во всех вариантах применения находятся в диапазоне скоростей $80—110$ км/ч. И чем меньше скорость, тем, следовательно, больше вредное сопротивление. Обычно во всех вариантах применения полеты на продолжительность ведутся на скоростях по прибору $75—95$ км/ч.

График, характеризующий зависимость продолжительности полета от заправки топливом при скорости по прибору $75—95$ км/ч на высоте 500 м с максимальным полетным весом 3250 кг и аэронавигационным запасом на 30 мин полета, показан на рис. 93.

По мере выполнения полета вес вертолета уменьшается, а поэтому уменьшается необходимая для полета мощность и часовой расход.

Для учета выгорающего топлива расчет продолжительности и дальности полета производится по среднему полетному весу:

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{взл}} - \frac{G_{\text{т}}}{2}$$

Уменьшение полетного веса вертолета по мере выгорания топлива делает целесообразным выполнение полетов на продолжительность на высоте 500 м, потому что при малых полетных весах часовые расходы на высоте 500 м меньше, чем в полете у земли (см. рис. 88).

Наименьшие километровые расходы топлива и максимальная дальность полета с заданным запасом топлива будут у вертолета в грузопассажирском варианте в штиле при скорости $130—140$ км/ч, а в сельскохозяйственных вариантах — при скорости $110—115$ км/ч.

Скорость полета, соответствующую максимальной дальности полета, называют режимом максимальной дальности. Следовательно, на наивыгоднейших крейсерских скоростях полета и имеют место режимы максимальной дальности полета. Кроме того, из определения километрового расхода следует, что в полете на заданное расстояние на режиме максимальной дальности экономия топлива наибольшая: $G_{\text{т мин}} = q_{\text{мин}} L$. Наивыгоднейшие скорости полета используются в большинстве полетов на дальность. Как правило, полеты на дальность выполняются на высотах до 500 м. И чем меньше высота полета, тем меньше километровый расход и больше дальность полета или экономия топлива.

На вертолетах в грузопассажирском варианте для получения минимальных километровых расходов выдерживаются скорости по прибору $120—130$ км/ч. Крейсерская скорость полета в корабельном варианте — 120 км/ч. На вертолетах же в сельскохозяйственных вариантах и в транспортном варианте с грузовой платформой наивыгоднейшие скорости $105—110$ км/ч по прибору практически совпадают с максимально допустимыми.

Количество заправляемого топлива складывается из топлива, расходуемого при взлете $G_{\text{т взл}}$; наборе высоты $G_{\text{т н.в.}}$; в крейсерском полете $G_{\text{т г.п.}}$; на снижение $G_{\text{т сн}}$; на посадке $G_{\text{т пос}}$; для прогрева и опробования двигателей на земле $G_{\text{т зем}}$ и аэронавигационного запаса топлива $G_{\text{т анз}}$, т. е.

$$G_{\text{т}} = G_{\text{т взл}} + G_{\text{т н.в.}} + G_{\text{т г.п.}} + G_{\text{т сн}} + G_{\text{т пос}} + G_{\text{т зем}} + G_{\text{т анз}}$$

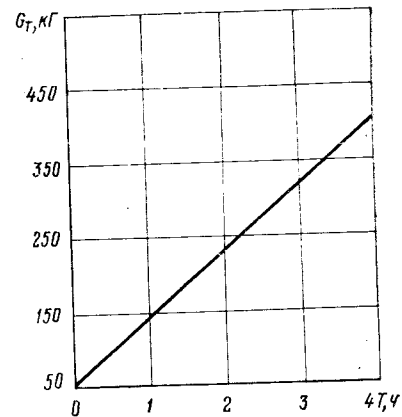


Рис. 93. Зависимость продолжительности полета грузопассажирского вертолета от заправки топливом

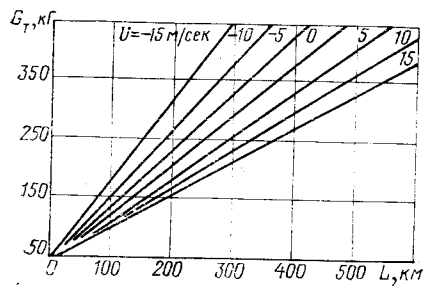


Рис. 94. Зависимость дальности полета грузо-пассажирского вертолета от количества заправляемого топлива и скорости ветра

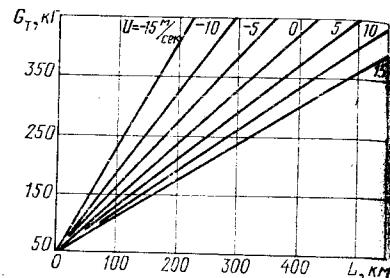


Рис. 95. Зависимость дальности полета с аппаратурой опрыскивания от количества заправляемого топлива и скорости ветра

Если аэронавигационный запас топлива берется на 30 мин лета, то его можно определить как $G_{T_{\text{анз}}} = \frac{Q_{\text{мин}}}{2}$.

При остатке на вертолете топлива 53 ± 5 л включается сигнализация. На запуск, прогрев, опробование двигателей в течение 5 мин и контрольное висение необходимо 8 кг топлива. Количество топлива, расходуемого при взлете и наборе высоты, снижении и посадке, зависит от высоты полета и режима работы двигателей. При высоте полета 500 м на рекомендуемых режимах расходуется примерно 5 кг топлива на набор и снижение. При этом на подъеме вертолет пролетает примерно 3 км за 2 мин, а на снижении 4,5 км за 3 мин. Топливо, расходуемое в крейсерском полете, может быть определено по величине километрового или часового расхода (см. рис. 86—93). Расходы топлива для вариантов лесопожарного и «Кран» практически такие же, как и в транспортном. На рис. 94, 95 изображены графики для определения количества топлива в зависимости от дальности горизонтального полета, скорости и направления ветра для вертолетов в грузо-пассажирском и сельскохозяйственных вариантах с максимальным взлетным весом и аэронавигационным запасом на 30 мин полета.

По этим же графикам можно определить дальность полета по количеству заправляемого топлива.

Полная емкость топливных баков 630 ± 15 л, что примерно соответствует 465 кг. Расчетное же количество заправляемого топлива в транспортном варианте 360 кг. При этом с максимальным взлетным весом в безветрие вертолет в грузо-пассажирском варианте пролетает 380 км, а при полных баках — 510 км (см. рис. 94). При нормальном взлетном весе дальность полета увеличивается относительно рассчитанной по рис. 94 на 20—25 км.

Для вертолета в сельскохозяйственных вариантах расчетная заправка топливом составляет 100 кг. При максимальном взлетном весе на наивыгоднейшей крейсерской скорости практическая даль-

ность полета по расчету 52 км в варианте опыливателя и 51 км в варианте опрыскивателя.

Следует учитывать, что графики для расчета дальности полета в сельскохозяйственных вариантах (см. рис. 95) построены для скорости по прибору 110 км/ч, наивыгоднейшей для штилевых условий. Увеличить же скорость при встречном ветре нельзя вследствие ограничения максимально допустимой скорости по уровню вибраций.

Глава VI. КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ И ПОСАДКА С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

§ 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ВИРАЖЕЙ И СПИРАЛЕЙ

На вертолетах с шарнирным креплением лопастей пилотаж в вертикальной плоскости, когда аэродинамическая сила винтов направлена к земной поверхности, запрещен.

Руководство по летной эксплуатации разрешает выполнять лишь разгоны и торможения (см. гл. V, § 3), виражи, развороты, скольжения, а в учебных целях для отработки техники пилотирования выполняются спирали.

Виразом называется криволинейный полет в горизонтальной плоскости с разворотом на 360° . Для искривления траектории в горизонтальной плоскости необходимо создать неуравновешенную силу, перпендикулярную к траектории движения и расположенную в этой же плоскости. Такая сила создается отклонением по поперечной оси аэродинамической силы несущих винтов, поэтому виражи выполняются с некоторым креном.

Вираз, выполняемый без скольжения, называют координированным. При координированном вираже направление скорости непрерывно изменяется во времени, поэтому движение вертолета неустановившееся. Но если величина скорости полета, углов скольжения, крена и тангажа с течением времени не изменяется, то, с известной степенью приближения, можно считать вираз установившимся. Установившийся координированный вираз называется правильным. При правильном вираже ввиду постоянного угла крена не изменяется сила, искривляющая траекторию, а при отсутствии скольжения центр тяжести вертолета описывает окружность в горизонтальной плоскости.

Для получения виража с неизменяющимися во времени параметрами обычно необходимо выполнить несколько виражей подряд. И правильный вираз с постоянным углом крена, выполненный подряд не менее 3 раз, называется серийным. Вираз с креном до 45° называют мелким, а с креном более 45° глубоким. В зависимости от направления вращения различают левые и правые виражи.

Пространственный маневр, при котором центр тяжести вертолета описывает траекторию в виде цилиндрической линии, называется спиралью. Спираль, выполняемая с набором высоты, называется восходящей, а со снижением — нисходящей. Если при выполнении спирали скорость, угол крена и угол наклона траектории к горизонту остаются неизменными, то спираль называют установившейся. Установившаяся спираль, выполняемая без скольжения, называется правильной. А если угол крена до 15° и относительно большой радиус при незначительном изменении высоты, то спираль считается пологой.

Поворот вертолета на определенный угол от своего курса называют разворотом. В летной эксплуатации обычно применяют установившиеся развороты без

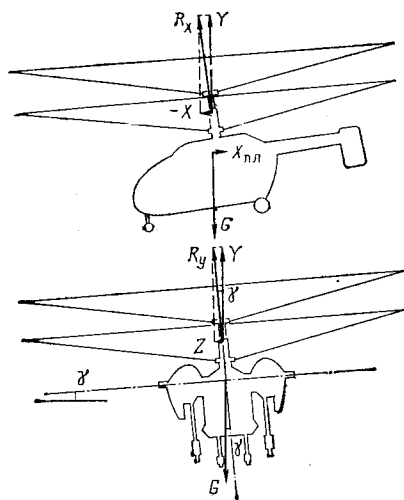


Рис. 96. Схема взаимодействия сил на правильном вираже

По принципу Д'Аламбера неуравновешенная сила Z в отдельно взятый момент времени уравновешивается центробежной силой: $Z = F_{цб}$. Величина центробежной силы определяется по формуле $F_{цб} = \frac{GV^2}{gr}$, поэтому, зная что $Z = Y \operatorname{tg} \gamma$, можно определить радиус виража:

$$r = \frac{GV^2}{gF_{цб}} = \frac{GV^2}{gY \operatorname{tg} \gamma}.$$

Учитывая, что $G = Y$, получим

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma}.$$

Таким образом, радиус виража тем больше, чем больше скорость полета и меньше угол крена.

Другой важной характеристикой виража является время его выполнения, которое можно определить, зная длину окружности и скорость на вираже:

$$t = \frac{2\pi r}{V} = \frac{2\pi V^2}{Vg \operatorname{tg} \gamma} = \frac{2\pi}{g} \frac{V}{\operatorname{tg} \gamma}, \text{ или } t = 0,64 \frac{V}{\operatorname{tg} \gamma}.$$

Следовательно, и время виража увеличивается при росте скорости полета и уменьшении угла крена.

Угловую скорость координированного виража можно найти по формулам:

$$\omega = \frac{V}{r}, \text{ или } \omega = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V}.$$

Как следует из формулы, в поступательном полете угловая скорость увеличивается при увеличении угла крена и уменьшении скорости.

При постоянной скорости полета необходимая аэродинамическая сила несущих винтов на вираже больше, чем в горизонтальном полете, так как, помимо уравновешивания вредного сопротивления планера и полетного веса, необходимо создание силы для искривления траектории.

скольжения, которые являются частью правильного виража или спирали. Полет вертолета по траектории, не совпадающей с его продольной осью, или боковое движение в результате поворота вертолета в полете около вертикальной оси на некоторый угол, называется скольжением.

Схема сил и характеристики правильного виража. Схема сил, действующих на вертолет при выполнении правильного виража, изображена на рис. 96. Уравнения движения вертолета в скоростной системе координат следующие:

$Y = G$ — сохранение постоянной высоты;

$-X = X_{пл}$ — поддержание постоянной скорости;

$Z = \text{const}$ — создание постоянного радиуса или угловой скорости вращения;

$\Sigma M_x = 0$ — поддержание постоянного угла крена;

$\Sigma M_y = 0$ — отсутствие скольжения;

$\Sigma M_z = 0$ — сохранение постоянного угла тангажа.

Величина центробежной силы тем больше, чем больше угол крена:

$$F_{цб} = G \operatorname{tg} \gamma.$$

Поэтому при увеличении угла крена на вираже увеличивается и необходимая мощность. А для выполнения установившегося виража необходимая мощность двигателей и мощность, создаваемая ими, должны быть равны. Следовательно, предельный угол крена на вираже ограничен располагаемой мощностью двигателей.

Наибольший избыток мощности для маневрирования соответствует экономической скорости полета, поэтому на экономической скорости можно создать на правильном вираже максимальный угол крена и максимальную вертикальную перегрузку:

$$n_y = \frac{R_y}{G},$$

где R_y — составляющая аэродинамической силы на вертикальную ось поточной системы координат.

Связь между вертикальной перегрузкой и углом крена следующая:

$$n_y = \frac{R_y}{G} = \frac{Y}{G \cos \gamma} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Значения перегрузки для некоторых углов крена приведены ниже:

Угол крена, град	0	10	15	20	30	40	45	50
Перегрузка	1	1,02	1,04	1,06	1,16	1,30	1,41	1,56

§ 2. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВИРАЖЕЙ, РАЗВОРОТОВ, СПИРАЛЕЙ, СКОЛЬЖЕНИЯ И ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Выполнение виражей и разворотов на соосных вертолетах значительно отличается от виражей и разворотов самолета и легче, чем на одновинтовых вертолетах. Упрощение выполнения виражей и разворотов обусловлено относительной аэродинамической симметрией соосной схемы винтов, а поэтому и разбалансировка вертолета в криволинейном полете меньше.

Ввод в вираж осуществляется координированным отклонением педали и ручки управления. А ввиду того что степень поперечной статической устойчивости соосных вертолетов больше, чем пилевого, для облегчения ввода в вираж лучше отклонять педаль с некоторым опережением относительно перемещения ручки управления. В этом случае вертолет будет стремиться создать крен в сторону, противоположную скольжению, и потребуются меньшее отклонение ручки управления.

Для предотвращения снижения вертолета на вводе в вираж необходимо одновременно с отклонением педали и ручки управления увеличить мощность двигателей. Увеличение общего шага при вводе в левый или в правый вираж одинаково при постоянном угле крена.

Кроме того, при вводе в вираж следует учитывать, что вертолет обладает продольной статической устойчивостью по перегрузке, а поэтому при координированном вираже требуется отклонение ручки управления на себя.

По достижении заданных кинематических параметров выража (крен, скорость, нулевое скольжение) необходимо незначительно отклонить педаль и ручку управления в сторону, противоположную выражу, чтобы не было увеличения крена по инерции. При выполнении выража необходимо следить за отсутствием скольжения и постоянной величиной углов крена, тангажа, скорости, высоты, а также за ориентиром вывода.

При выполнении правого выража угол тангажа несколько меньше, чем при выполнении левого с таким же углом крена, так как отклонение правой педали вызывает уменьшение аэродинамической силы верхнего винта, его продольной силы и кабрирующего момента. При выполнении левого выража, наоборот, аэродинамическая сила верхнего винта и его кабрирующий момент увеличиваются. При выполнении левых и правых выражей число оборотов несущих винтов увеличивается на 6—8%.

Вывод из выража начинается до намеченного ориентира, если угол по компасу примерно равен углу крена. Для этого педаль отклоняют с некоторым опережением относительно перемещения ручки управления, что и позволяет обеспечить лучшую координацию движений. При выходе вертолета из крена ручка управления и педали устанавливаются в положение, соответствующее горизонтальному полету на данной скорости, и одновременно для двигателей устанавливается требуемый режим работы.

На вертолете Ка-26 разрешается выполнять выражи и развороты с креном до 40° в диапазоне скорости от 40 км/ч по прибору до скорости меньше максимально допустимой на 30 км/ч . На остальных же скоростях крен не должен превышать 20° , а на разворотах при перемещениях у земли со скоростью менее 30 км/ч максимально допустимый угол крена 15° .

Наличие штанг опрыскивателя требует при разворотах у земли повышенного внимания. А все довороты и маневры у земли с сельскохозяйственной аппаратурой следует производить с креном до 10° .

Развороты для заходов на следующий гон должны выполняться в сторону понижения местности с креном до 40° на скорости по прибору 60 км/ч и высоте не ниже 50 м над препятствиями.

При полетах на вертолете в геологоразведочном варианте истинная высота на развороте должна быть не менее 50 м , а крен не более 20° . При полетах над местом пожара угол крена при разворотах не должен превышать 30° . При полетах ночью или в облаках угол крена должен быть не более 15° . При построении прямоугольного маршрута над аэродромом по одной приводной радиостанции угол крена равен 10° при скорости 120 км/ч .

Спираль. Как правило, в учебно-тренировочных полетах выполняются нисходящие спирали, но допускается выполнение и восходящих.

При выполнении восходящей правильной спирали должны частично соблюдаться условия установившегося набора высоты, а частично — правильной выража. При выполнении правильной нисходящей спирали частично должны соблюдаться условия установившегося снижения с работающими двигателями, а частично — правильного выража.

Характеристики спиралей определяются аналогично характеристикам правильного выража и установившихся полетов по наклонной траектории. Нисходящая спираль выполняется с режима установившегося моторного снижения плавным координированным отклонением педали и ручки управления. Ввод в спираль и ее выполнение, а также вывод аналогичны выражу. Величина общего шага зависит от требуемой вертикальной скорости снижения. Восходящая спираль начинает выполняться на режиме установившегося набора высоты. Для исключения снижения при вводе мощность двигателей увеличивается отклонением рычага «шаг-газ» вверх. Как правило, восходящие спирали выполняются на первом номинальном режиме работы двигателей и при наимыгоднейшей скорости подъема. Но в основном режим работы двигателей определяется требуемой вертикальной скоростью. Угол крена на восходящих и нисходящих спиралях обычно не превышает 30° .

Скольжение. Боковое движение вертолета может возникнуть под действием боковой силы Z несущих винтов и планера, путевых и поперечных моментов и под действием скатывающей составляющей веса на поперечную ось связанной системы координат (при создании крена).

Боковые силы несущих винтов и планера могут возникнуть, например, при посадке с боковым ветром, стремясь увести вертолет с заданного курса на величину угла сноса. При продолжении полета с заданным курсом вертолет должен лететь со скольжением, и чтобы не было сноса, боковые силы должны быть уравновешены, что достигается созданием крена в сторону скольжения.

При установившемся скольжении чем больше угол скольжения (меньше скорость полета и больше скорость ветра при посадке), тем больше потребный угол крена (см. рис. 76). И при постоянном угле скольжения на больших скоростях полета потребуется большее изменение угла крена, чем на малых, так как возникает большая боковая сила.

Установившееся скольжение может выполняться и в учебно-тренировочных целях. Для этого вертолет накрывается в соответствующую сторону, а от разворота он удерживается отклонением педали в сторону, противоположную скольжению.

Как видно по балансировочным кривым (см. рис. 74 и 75), на скорости по прибору 40 км/ч запасы путевого и поперечного управления достаточны в диапазоне углов скольжения $\pm 80^\circ$. При углах скольжения до $\pm 90^\circ$ путевая и поперечная устойчивости сохраняются, но отклонение ручки управления увеличивается. На скоростях до 40 км/ч при выполнении скольжений с отклонением педалей до 85% половины их хода запас поперечного управления около 70% половины хода ручки управления.

На скоростях более 100 км/ч поперечная и путевая статические устойчивости сохраняются в диапазоне углов скольжения $\pm 25^\circ$. При этом запасы путевого управления не менее 50% , а поперечного — не менее 65% половины хода органов управления.

Скорость полета выдерживается по заданному углу тангажа. Но при правом скольжении требуется отклонение ручки управления от себя, а при левом на себя, потому что при правом скольжении отклонена левая педаль, увеличивающая аэродинамическую силу верхнего винта и кабрирующий момент, при левом же скольжении отклоняется правая педаль, и кабрирующий момент верхнего винта уменьшается. Однако изменение балансировочного положения

ручки управления в продольном направлении при выполнении скольжений незначительно.

На вертолете Ка-26 установившиеся скольжения выполняют с креном не более 5° на скоростях до 100 км/ч и с креном не более 10° на больших скоростях полета.

При выполнении скольжения органы управления для балансировки вертолета должны отклоняться плавно, а при длительном скольжении усилия с рычагов управления снимаются автотриммером.

§ 3. ВИДЫ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА, ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОГРАНИЧЕНИЯ

Посадка вертолета представляет собой замедленное движение с целью приземления. Посадка соосного вертолета характеризуется теми же параметрами, что и посадка самолета: посадочной скоростью, длиной пробега и посадочной дистанцией.

За начало посадочной дистанции считается проекция точки траектории на земную поверхность, над которой вертолет находится на высоте 15 м. Длина же пробега прямо пропорциональна квадрату путевой посадочной скорости:

$$L_{пр} = \frac{W_{пос}^2}{2j_{ср}}.$$

Поэтому приземление на площадках ограниченных размеров, на которых в основном и эксплуатируется вертолет, целесообразно выполнять с минимальной путевой скоростью.

Если посадочный вес вертолета в конкретных метеорологических условиях обеспечивает запас мощности для выполнения зависания вне зоны влияния воздушной подушки, то может быть выполнено вертикальное снижение, и в этом случае путевая посадочная скорость, длина пробега и посадочная дистанция равны нулю. Но при зависании вне зоны влияния воздушной подушки потребная мощность гораздо больше, чем в зоне влияния воздушной подушки. И поэтому, если позволяют условия, гашение скорости до зависания целесообразнее выполнять в зоне влияния воздушной подушки, а затем выполнять вертикальное снижение и приземление.

Посадку вертолета с этапом вертикального снижения до приземления называют посадкой по-вертолетному или вертикальной.

Схема сил, действующих на вертолет на различных этапах посадки по-вертолетному, показана на рис. 97. Инерционные силы условно не показаны.

Для гашения скорости на режиме установившегося снижения необходимо увеличивать силы вредного сопротивления, что достигается отклонением аэродинамической силы несущих винтов назад.

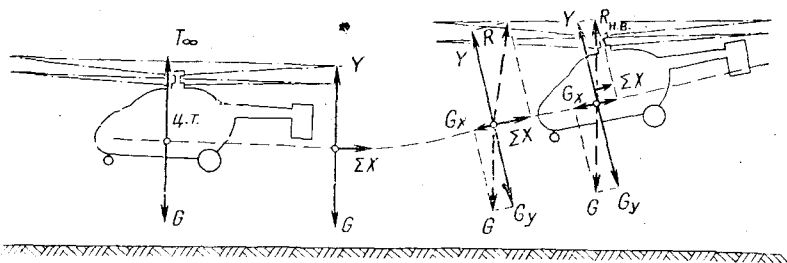


Рис. 97. Схема взаимодействия сил при посадке по-вертолетному

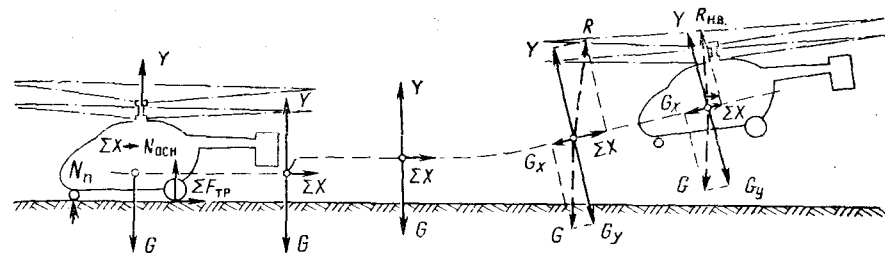


Рис. 98. Схема взаимодействия сил при посадке с пробегом

Для сохранения постоянного угла и вертикальной скорости снижения должно выполняться условие: $Y = G_y$. А при уменьшении вертикальной скорости снижения перед зависанием создается дополнительная подъемная сила и $Y + \Delta Y > G_y$. Гашение скорости при этом продолжается, так как хотя сила G_x и уменьшается, увеличивается сила X вследствие увеличения аэродинамической силы винтов. Схема сил на режиме висения и вертикального снижения была рассмотрена в гл. III.

При посадке по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки путевая посадочная скорость и длина пробега равны нулю, а посадочная дистанция зависит от методики пилотирования, посадочного веса и атмосферных условий. В стандартных атмосферных условиях при максимально допустимом посадочном весе на высоте, соответствующей уровню моря, посадочная дистанция составляет 135 м.

В тех случаях, когда запас мощности не позволяет выполнить зависание на высоте 1,5—3,0 м от колес до земли, посадка может выполняться по-самолетному (с пробегом). На вертолете Ка-26 посадка с пробегом может выполняться как с двумя, так и с одним работающим двигателем, а также на режиме самовращения несущих винтов. Схема сил, действующих на вертолет при посадке с пробегом с двумя работающими двигателями, показана на рис. 98. Инерционные силы условно не показаны.

При посадке с максимальным взлетным весом в стандартных атмосферных условиях на высоте, соответствующей уровню моря, посадочная дистанция в зависимости от методики пилотирования составляет 140—200 м. И чем больше крутизна траектории снижения, меньше посадочная скорость, тем меньше посадочная дистанция. Следовательно, посадочная дистанция уменьшается при уменьшении полетного веса и увеличении плотности воздуха.

При скорости приземления 20 км/ч в стандартных атмосферных условиях длина пробега вертолета Ка-26 в среднем равна 50 м.

Основные ограничения при посадке. В каждом конкретном случае вид посадки выбирает пилот вертолета. Ограничения по ветру, вертодромам и посадочным площадкам, воздушным подходам к ним, максимально допустимому посадочному весу, числу оборотов несущих винтов, атмосферным условиям такие же, как при взлете.

Посадка на площадку с неукатанным снегом выполняется только по-вертолетному без использования влияния воздушной подушки. На подготовленные заснеженные, песчаные или пыльные площадки разрешается садиться с пробегом. Посадка с пробегом на подобранные с воздуха площадки не допускается.

В тех случаях, когда неизвестны метеусловия на месте предполагаемой посадки, можно определить температуру наружного воздуха, руководствуясь ее стандартным изменением (6° , 5 на каждые 1000 м высоты) и прибавить 4°C , если на аэродроме вылета температура ниже $+20^{\circ}\text{C}$ или -6°C при более высокой температуре.

Обычно снижение перед посадкой выполняется против ветра на наимыгоднейшей скорости снижения 80—90 км/ч по прибору при числе оборотов несущих винтов 86—92%. Общий шаг устанавливается в зависимости от требуемой вертикальной скорости (угла) снижения. Расчет на посадку уточняется изменением величины общего шага, число оборотов несущих винтов сохраняется коррекцией, а скорость полета поддерживается соответствующими отклонениями ручки управления.

Для повышения безопасности полетов и снижения шума на местности предпосадочное снижение целесообразно вести с высоты 300—100 м по крутой глиссаде на скорости по прибору 60 км/ч с вертикальной скоростью 3—4 м/сек или 2—3 м/сек при посадках на корабли. Если же скорость встречного ветра более 3 м/сек, то для получения примерно такой же траектории снижения скорость по прибору должна быть увеличена до 60—90 км/ч. Снижение с малой скоростью по прибору при большом встречном ветре нежелательно, так как усложняет посадку.

При снижении по крутой глиссаде (10 — 15° в штиль) повышается безопасность полета, так как при отказе двигателя больше запас высоты и времени для выполнения маневров и операций по переходу к полету с одним работающим двигателем. Кроме того, при крутой траектории упрощается расчет на посадку, и у пилота вырабатываются навыки для посадок с коротким пробегом при отказах одного или двух двигателей. Сокращается при таких посадках и посадочная дистанция.

Следует по возможности исключить посадки с попутным ветром, так как запас хода управления на себя в этом случае меньше, чем на висении.

При посадках с попутным ветром особенно опасны передние центровки. Если же центровка предельно передняя, то даже при посадке в штиль следует учесть более длительное гашение скорости полета.

Перед посадкой на подобранную площадку необходимо осмотреть ее с воздуха. Для этого выпонить два-три захода на высоте полета не ниже 100 м для определения ее состояния, характера и расположения препятствий, определения направления ветра. Заход следует выполнять при скорости 60 км/ч. Для детального осмотра площадки следует снизиться на высоту 20 м (по возможности против ветра) и произвести заход на площадку. Посадку можно производить только при полной уверенности в пригодности грунта в намеченном месте приземления. При невозможности приземления разгрузку и загрузку вертолета вести на режиме висения. Полетный вес вертолета при посадках на подобранные площадки дол-

жен быть рассчитан без использования влияния воздушной подушки, чтобы обеспечить маневрирование выше препятствий. Снижение с работающими двигателями и гашение скорости выполняются на высоте не менее 10 м над препятствиями или 26 м над летательными аппаратами, стоящими на земле.

§ 4. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ

Посадка по-вертолетному. Уменьшение поступательной скорости снижения выполняется плавным отклонением ручки управления на себя. При этом увеличивается аэродинамическая сила несущих винтов и для поддержания постоянного угла снижения общий шаг нужно уменьшить. По мере уменьшения поступательной скорости полета потребная мощность двигателей увеличивается (см. рис. 66), и поэтому рычаг «шаг-газ» перемещается вверх. Одновременно с уменьшением скорости корректор поворачивается вправо, чтобы при скорости 50—60 км/ч число оборотов двигателей было 92—95%.

Дальнейшее уменьшение скорости следует производить над площадкой, а если не позволяют ее размеры, то непосредственно перед ней. Увеличение общего шага при гашении скорости следует вести с таким расчетом, чтобы зависание над площадкой произошло на высоте, превышающей препятствия на 3—5 м. Допускается зависание и последующее вертикальное снижение с высоты, превышающей препятствия на 10—15 м.

Если скорость менее 40 км/ч, вертикальная скорость снижения должна быть не более 2 м/сек во избежание попадания в режим верхнего кольца. Энергичное снижение при уменьшении поступательной скорости вертолета нужно начинать раньше, чем при гашении скорости в зоне влияния воздушной подушки. При скорости 20—25 км/ч число оборотов двигателей составляет 96%.

Со скорости примерно 25 км/ч следует отклонением ручки управления от себя уменьшить угол тангажа вертолета и парировать тенденцию к резкой остановке с уменьшением угла тангажа и смещением вертолета назад. При гашении скорости следует учитывать, что при энергичном переходе к зависанию вертолет имеет тенденцию к увеличению оборотов винта и левому развороту. Разворот необходимо парировать отклонением правой педали, которая при этом уходит вперед примерно наполовину хода, а число оборотов поддерживать, изменяя положение корректора. Вибрации на режиме гашения скорости, характерные для большинства вертолетов, на вертолете Ка-26 отсутствуют.

После зависания вертолет удерживается в заданном положении отклонением органов управления. Нагрузка с ручки управления и педалей снимается автотриммером.

Если в режиме висения потребуется уйти на второй круг, то нужно вертикально набрать над препятствиями высоту не менее 10 м и перейти на поступательное движение. Переходить к вертикальному снижению следует только при уверенности в безопасном приземле-

нии. Выполнение вертикального снижения было разобрано в гл. III, § 6.

При посадках в «колодцы» следует учитывать, что, как правило, в них безветрие, и в процессе снижения вертолет переходит с режима плоского обтекания несущих винтов на режиме висения к режиму осевого обтекания при снижении. А в прямом потоке потребная мощность двигателей увеличивается, следовательно, увеличивается и вертикальная скорость снижения. Это увеличение следует своевременно парировать увеличением общего шага. Таким образом, при зависании над такими площадками должен быть достаточный запас мощности.

Особенно усложняется посадка в «колодец» зимой, так как вертолет сдувает индуктивным потоком от винтов снег с деревьев, после ухода вертолета на второй круг снежная пыль оседает на прежнее место и повторные заходы на площадку эффекта не дают. Снижение на такие площадки не следует производить до тех пор, пока не улучшится видимость. И из условий безопасности посадка на заснеженные площадки должна вестись плавно и строго вертикально. Если же в процессе снижения видимость резко ухудшится и будут потеряны ориентиры, то необходимо увеличить высоту висения и уйти на второй круг с плавным набором высоты.

При всех видах вертикальных посадок перед приземлением нельзя допускать боковых смещений во избежание опрокидывания вертолета. В момент касания колесами вертолета поверхности земли нужно уменьшить общий шаг, отклонить ручку управления на себя примерно на четверть хода от нейтрального положения и затормозить колеса, так как в посадочном положении вертолет стремится сместиться вперед.

Во время посадок на мягкий грунт, гальку, снежную или песчаную поверхность необходимо поддерживать число оборотов винтов 92—96% до появления полной уверенности, что вертолет устойчиво стоит на грунте. Приземление на глубокий снег производят плавно при полной правой коррекции, общий шаг также полностью не уменьшают и рычаг «шаг-газ» на стопор не ставят. Для создания устойчивого положения вертолета без дальнейшего проседания необходимо несколько раз изменить общий шаг, не допуская крена. В случае же появления крена отделить вертолет и переместить на новое место. Проверка плотности снега отклонением педалей даже в крайнее положение неэффективна, а поэтому не рекомендуется.

Во всех случаях общий шаг уменьшают до минимального лишь при полной уверенности пилота, что вертолет стоит на твердом грунте всеми колесами. Для исключения смещений основные колеса шасси затормаживают.

При числе оборотов несущих винтов 77—80% ручку управления ставят в нейтральное положение во избежание ударов по ограничителям свеса и опасного сближения лопастей.

Посадка с использованием влияния воздушной подушки для вертолета является основной, так как позволяет повысить экономичность эксплуатации и безопасность полетов.

Гашение скорости на предпосадочной прямой, как правило, начинается с высоты 30 м плавным отклонением ручки управления на себя. Процесс гашения скорости и выполнения посадки принципиально не отличается от посадки по-вертолетному без использования влияния воздушной подушки. Но если зависание выполняется на высотах, близких к максимально допустимым для данного посадочного веса и метеорологических условий, то точка зависания намечается на высоте 1—2 м с условием, что выполняется посадка с пробегом на скорости приземления 60 км/ч. В тех случаях, когда нет уверенности в зависании вертолета, посадку на знакомую площадку выполняют с пробегом.

В процессе предпосадочного снижения и гашения скорости при посадке по-вертолетному нельзя допускать падения числа оборотов менее 92%, так как потеря оборотов может привести к преждевременному приземлению.

При посадках на корабль гашение поступательной и вертикальной скоростей начинают на 60—80 м до корабля, а темп гашения скорости подбирают с учетом скорости ветра. Зависание выполняют на высоте 3—5 м над местом приземления, и вертикальное снижение, как и взлет, производят с заторможенными колесами во избежание смещения вертолета на палубе. В процессе снижения следует учесть возможное изменение эффекта воздушной подушки и, как правило, частичное пропадание воздушной подушки может возникнуть под влиянием завихрений от препятствий на высоте 1 м и менее.

Посадка с наполненными баллонетами на воду практически не отличается от посадки на грунт. Нет особых отличий и в посадке вертолетов сельскохозяйственных вариантов. Но здесь следует учесть, что при сильном и порывистом ветре на зависании перед приземлением происходит раскачивание вертолета. И поэтому лучше прекращать поступательное движение перед самым приземлением.

Если при посадке по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки появится необходимость в уходе на второй круг, то нужно увеличить общий шаг и, отклоняя ручку управления от себя, сообщить вертолету необходимую поступательную скорость и перейти в набор высоты по наклонной траектории.

Посадка с пробегом в производственных и учебно-тренировочных целях выполняется лишь на вертодромах и площадках, отвечающих предъявляемым к ним требованиям (см. гл. IV, § 3).

При посадках на аэродромах заход выполняется на скорости 80—100 км/ч. Гашение скорости начинается на высоте 7—8 м отклонением ручки управления на себя и изменением общего шага с таким расчетом, чтобы за 100—150 м до места приземления установить на высоте 3—5 м скорость 40—50 км/ч. Дальнейшее снижение осуществляется с постепенным уменьшением вертикальной скорости с 1—0,5 м/сек до 0,2—0,1 м/сек к моменту приземления и уменьшением поступательной скорости к моменту приземления до 30—20 км/ч.

Если у вертолета имеется достаточный запас мощности для полета с вертикальной скоростью снижения не более 0,2—0,5 м/сек на скорости менее 20 км/ч, то допускается приземление с минимальной поступательной скоростью. Приземление выполняется на основные колеса с последующим опусканием передних колес. Вертолет хорошо приземляется как на площадки с искусственным покрытием, так и на грунтовые с различным покровом, а также на плотно укатанные заснеженные площадки. Но при посадках с боковым ветром нельзя допускать перед приземлением сноса во избежание последующего опрокидывания.

После приземления уменьшают общий шаг до минимального. А для уменьшения длины пробега используют тормоза колес. Возможно торможение и несущим винтом, но вследствие большой эффективности тормозов обычно этот способ гашения скорости на пробеге не используется.

Кроме того, значительное отклонение ручки управления на себя при малом шаге и числе оборотов несущих винтов вызывает сближение лопастей нижнего винта с вертикальным оперением и увеличивает вибрации.

В процессе пробега нельзя допускать резких поперечных отклонений ручки циклического шага, так как это может привести к резкому развороту вертолета в сторону.

Глава VII. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

§ 1. ОТКАЗ В ПОЛЕТЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Анализ баланса мощностей полета. При отказе в полете одного из двигателей располагаемая мощность уменьшается вдвое и в подавляющем большинстве случаев горизонтальный полет с одним двигателем, работающим на первом номинальном режиме, становится невозможен. Баланс мощностей горизонтального полета для грузо-пассажирского варианта вертолета при одном и двух работающих двигателях изображен на рис. 99. Графики построены для полетного веса 3050 кг и высоты, соответствующей уровню моря в стандартных атмосферных условиях. Чтобы уменьшить дефицит мощности, для работающего двигателя устанавливают взлетный режим. При этом увеличивается потребная мощность (см. рис. 99). Как видно по графику, увеличение окружной скорости концов лопастей несущих винтов в диапазоне 174÷200 м/сек незначительно влияет на экономическую скорость полета.

С достаточной степенью точности можно считать, что экономическая скорость горизонтального полета с двумя работающими двигателями является наиболее выгодной для полета с одним работающим двигателем.

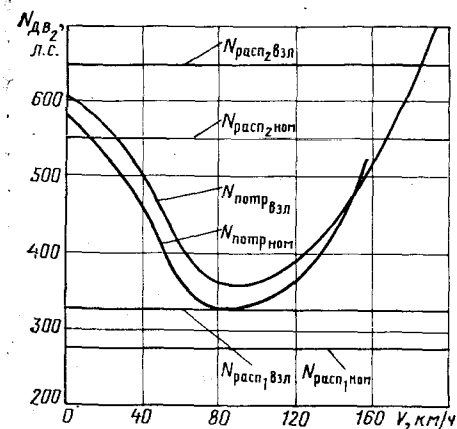


Рис. 99. Баланс мощностей при полете с одним и двумя работающими двигателями

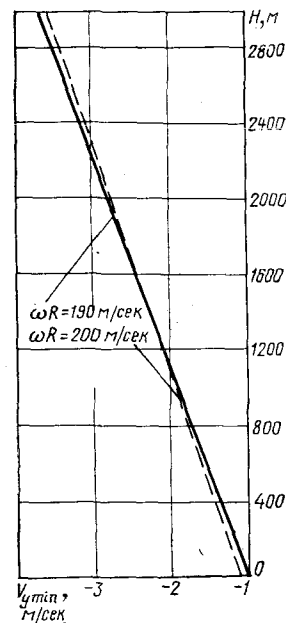


Рис. 100. Расчетная зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты полета грузо-пассажирского вертолета с одним работающим двигателем

Характеристики установившегося поступательного полета вертолета с одним отказавшим двигателем зависят от соотношения располагаемой и потребной мощностей. Вертикальная скорость может быть определена по формуле

$$V_y = \frac{75(N_{расп} - N_{потр})_{дв}}{G} \cdot \tau$$

$$\text{или } \pm V_y = \frac{\pm \Delta N \cdot 71,2}{G}$$

Чем больше полетный вес, вредное сопротивление вертолета, отличие скорости полета от экономической, меньше плотность воздуха, тем больше потребная для полета мощность, и при постоянной мощности работающего двигателя вертикальная скорость уменьшается. Расчетная зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты полета при полете с одним двигателем с полетным весом 3050 кг грузо-пассажирского варианта вертолета показана на рис. 100.

Уменьшение мощности двигателя приводит к уменьшению вертикальной скорости. Но для нормальной эксплуатации вертолета время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 5 мин, а на первом номинальном режиме на высотах менее 400 м — 15 мин. На рис. 101—104 изображены вертикальные скорости при полете вертолета в грузо-пассажирском варианте с одним работающим на номинальном режиме двигателем.

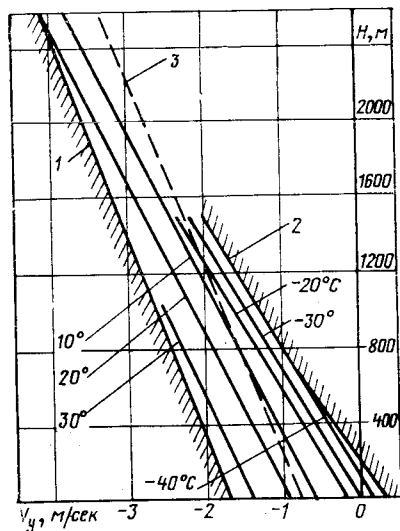


Рис. 101. Зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты и температуры наружного воздуха для грузопассажирского варианта вертолета с максимальным взлетным весом при работе одного двигателя на первом номинальном режиме:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

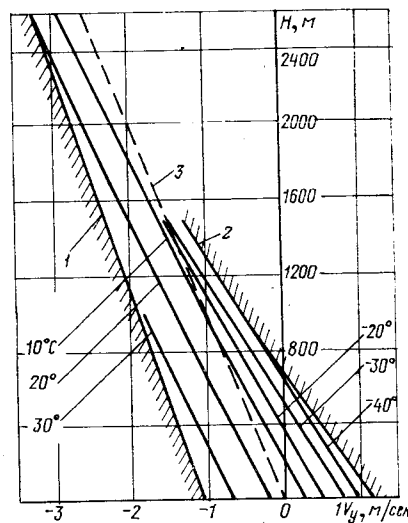


Рис. 102. Зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты и температуры наружного воздуха для грузопассажирского варианта вертолета с нормальным полетным весом при работе одного двигателя на первом номинальном режиме:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

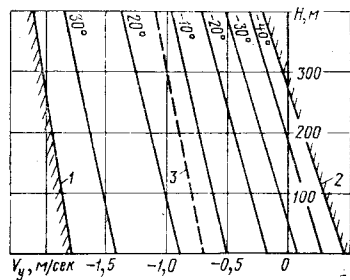


Рис. 103. Зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты и температуры наружного воздуха для грузопассажирского варианта вертолета с нормальным полетным весом при работе одного двигателя на втором номинальном режиме:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

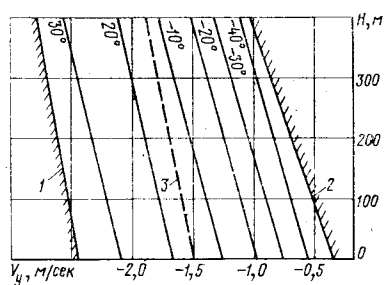


Рис. 104. Зависимость минимальной вертикальной скорости снижения от высоты и температуры наружного воздуха для грузопассажирского варианта вертолета с максимальным взлетным весом при работе одного двигателя на втором номинальном режиме:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы

Абсолютная величина минимальной вертикальной скорости снижения для вертолета в варианте опыливателя больше, чем в грузопассажирском на 0,2—0,3 м/сек, а в варианте опрыскивателя на 0,4—0,8 м/сек.

Летные испытания показали, что при отказе одного из двигателей на вертолете в грузопассажирском варианте с полетным весом 3030—3050 кг горизонтальный полет в стандартных атмосферных условиях невозможен на всех высотах. В этих условиях вертолет на наивыгоднейшей скорости 80—90 км/ч по прибору при полностью открытом дросселе работающего двигателя и наивыгоднейшем числе оборотов несущих винтов 86—89% летит со снижения с высоты 1000 м до земли в течение 23 мин, а с высоты 500 м — в течение 15,5 мин.

Полетный вес вертолета в грузопассажирском варианте на наивыгоднейшем режиме без снижения с одним работающим двигателем можно определить по рис. 105.

При конкретном полетном задании в случае отказа одного из двигателей пилот может изменить требуемую для полета мощность, изменив скорость полета. Баланс мощностей (см. рис. 99) показывает, что при уменьшении скорости полета дефицит мощности значительно увеличивается, и скорость полета не должна быть меньше 40—60 км/ч по прибору.

Процессы, сопровождающие отказ двигателя и выполнение полета. При внезапном полном отказе в полете одного из двигателей вследствие уменьшения мощности, подводимой к винтам, уменьшается крутящий момент и резко уменьшается число оборотов винтов. Уменьшение индуктивного потока винтов приводит к увеличению углов атаки фюзеляжа и пикирующего момента планера (см. рис. 29).

Чем больше мощность двигателей перед отказом, тем больше изменение скорости индуктивного потока, увеличение угла атаки и разбалансировка вертолета.

Уменьшение числа оборотов и центробежных сил лопастей приводит к увеличению углов взмаха лопасти и дополнительному завалу конуса вращения верхнего винта влево на скоростях до 100 км/ч. А вертолет при отказе двигателя начинает снижаться, угол тангажа уменьшается и развивается крен влево.

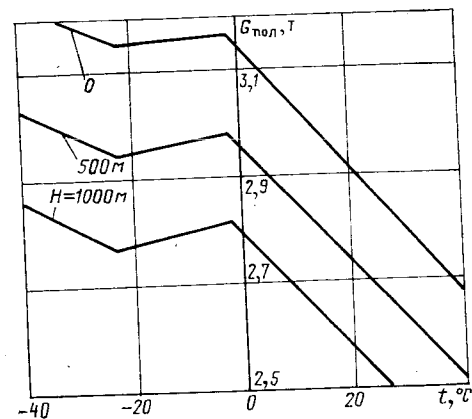


Рис. 105. Зависимость полетного веса грузопассажирского варианта вертолета от высоты и температуры наружного воздуха при горизонтальном полете с одним неработающим двигателем и с двигателем, работающим на наивыгоднейшем режиме

Если отказ произошел на режиме горизонтального полета при скорости по прибору 70—100 км/ч, то полет без вмешательства пилота в управление возможен в течение не более 5 сек. При этом угол крена изменяется на 16°, угол тангажа — на 19,5° и угловая скорость вращения по тангажу максимальная — 5 град/сек. Если отказ двигателя происходит в режиме набора высоты на номинальном режиме работы двигателей при скорости по прибору 80 км/ч, то полет без вмешательства в управление не должен превышать 3 сек. За это время максимальная угловая скорость вращения по тангажу составит 8,5 град/сек, угол тангажа изменится на 14°, 5, а угол крена — на 9°. При отказе двигателя на режиме снижения изменение моментов вертолета меньше и возможен более длительный полет без вмешательства пилота в управление. При отказе двигателя на снижении со скоростью по прибору 70—100 км/ч и вертикальной скоростью 3—4 м/сек невмешательство пилота может продолжаться до 7 сек. Максимальная угловая скорость вращения по тангажу при этом не превышает 14,5 град/сек, изменение угла тангажа 15°, 5, а крена 16°.

Число оборотов несущих винтов при отказе одного из двигателей уменьшается с 84—86 до 75—72%, минимальное число оборотов рекомендуемое «Руководством по летной эксплуатации», 82%. Поэтому, чтобы не допустить падения числа оборотов меньше эксплуатационного при отказе двигателя, пилоту необходимо энергично повернуть корректор вправо до упора. Если же мощность нормально работающего двигателя недостаточна для поддержания оборотов то следует при уменьшении оборотов несущих винтов ниже 82% уменьшить моменты сопротивления вращению несущих винтов, уменьшив общий шаг отклонением рычага «шаг-газ» на величину не более трети хода.

Уменьшение общего шага создает дополнительное уменьшение индуктивного потока, и, чтобы не допустить энергичного перехода вертолета в пикирование со значительным увеличением скорости снижения, уменьшение шага не должно быть резким и не должно превышать установленного диапазона. По летной оценке при резком уменьшении шага до минимального вертолет сейчас же переходит на режим самовращения несущих винтов. Допускается в течение не более 3—5 сек при отказе двигателя падение числа оборотов несущих винтов до 75—72%. Одновременно с опусканием вниз рычага «шаг-газ» для поддержания оборотов требуется отклонять ручку управления на себя. Целесообразно, чтобы отклонение ручки на себя несколько опережало изменение общего шага.

Запрещается при отказе одного из двигателей отклонять ручку управления от себя, так как это приводит к ухудшению условий работы винтов и интенсивному падению оборотов (менее 72%) даже при немедленном энергичном уменьшении общего шага до минимального.

Сбалансировав вертолет, необходимо установить скорость полета 70—90 км/ч по прибору и в зависимости от условий полета установить с помощью системы «шаг-газ» число оборотов 86—92%. Оптимальное число оборотов несущих винтов 86—89%.

Если отказ произошел при полете в лесопожарном варианте с выливным устройством в рабочем положении или в варианте «Кран» с грузом на внешней подвеске, то необходимо выбрать место для сброса груза или выливного устройства. В большинстве случаев дальнейшее продолжение полета затруднительно, поэтому необходимо срочно подобрать площадку для вынужденной посадки. А во избежание пожара следует определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал, выключить зажигание и закрыть пожарный кран отказавшего двигателя. Запуск в полете отказавшего двигателя запрещается.

В тех случаях, когда нет возможности выполнить посадку, а у пилота отсутствует уверенность в безопасном продолжении полета на пониженном режиме нормально работающего двигателя, разрешается использование в полете полностью открытого дросселя при числе оборотов 86—88% без ограничения по времени. Но после этого двигатель с вертолета снимается. И следует учитывать, что при отказе левого двигателя происходит отказ генератора постоянного тока, поэтому полет продолжительностью более 15—17 мин запрещается. В тех случаях, когда полет продолжался более 10 мин, аккумуляторная батарея заменяется.

При частичном отказе в полете одного из двигателей, когда не происходит резкого падения числа оборотов винтов, мощности и разбалансировки вертолета, необходимо повернуть корректор вправо, установить рычагом «шаг-газ» необходимую для полета мощность и определить отказавший двигатель по показаниям приборов. В этом случае, если число оборотов несущих винтов продолжает уменьшаться, можно продублировать увеличение мощности нормально работающего двигателя переводом его рычага раздельного управления в крайнее переднее положение. При отсутствии признаков разрушения, посторонних шумов, пожара и т. п., если нет уверенности в безопасном продолжении полета на одном двигателе, можно частично отказавший двигатель не выключать. Ручкой управления подобрать наивыгоднейшую скорость полета для подбора площадки. После подбора площадки во избежание пожара следует рычаг раздельного управления частично отказавшего двигателя перевести в крайнее заднее положение, выключить его зажигание и закрыть пожарный кран.

Посадка с одним работающим двигателем. Как правило, посадочная площадка должна обеспечивать посадку вертолета с пробегом. Траектория захода на площадку выбирается в зависимости от характера и расположения препятствий, скорости и направления ветра. Для получения наивыгоднейшей траектории захода на площадку устанавливается требуемая скорость снижения по траектории. Но нужно учитывать, что минимальная потребная мощность и минимальная вертикальная скорость снижения при постоянном режиме работы двигателя примерно соответствуют наивыгоднейшей скорости снижения с двумя работающими двигателями. Уточнение расчета на посадку, как правило выполняется изменением общего шага. Однако при перемещении рычага «шаг-газ» вверх следует

помнить, что моменты сопротивления вращению винтов увеличиваются интенсивнее, чем мощность работающего двигателя. И чтобы не допустить значительного падения числа оборотов несущих винтов, увеличение общего шага должно быть очень плавным и незначительным. Уменьшить угол планирования целесообразнее увеличением скорости по прибору, но не более 120 км/ч. Для получения крутой траектории захода на площадку следует уменьшить скорость полета, но она не должна быть меньше минимально допустимой, так как при сильном встречном ветре угол планирования увеличивается настолько, что точка приземления будет закрыта нижними обводами фюзеляжа, и расчет на посадку затрудняется. Кроме того, на малых скоростях значительно ухудшается путевая управляемость вертолета.

С высоты 15—20 м следует начать выравнивание вертолета и гашение поступательной и вертикальной скоростей. Темп отклонения ручки управления на себя должен обеспечить к моменту приземления поступательную скорость по прибору 30—40 км/ч. Перед приземлением нужно увеличить общий шаг, чтобы вертикальная скорость приземления не превышала 0,2—0,5 м/сек. Приземление выполняется на основные колеса с последующим опусканием передних колес.

После приземления рычаг «шаг-газ» опускается вниз до упора, а для уменьшения длины пробега используются тормоза колес. При такой методике пилотирования посадочная дистанция с высоты 15 м составляет примерно 185 м, а длина пробега не превышает 30—50 м.

Иногда, например при посадках на водную поверхность, посадка с пробегом является опасной. В этом случае для выполнения посадки следует уменьшить скорость предпосадочного снижения, но в допустимых пределах. При этом нужно учесть, что уменьшение поступательной скорости приводит к увеличению нехватки мощности и вертикальной скорости снижения. Поэтому, чтобы уменьшить вертикальную скорость приземления, используют кинетическую энергию несущих винтов, которая тем больше, чем больше число оборотов. И если принято решение о посадке с коротким пробегом, следует установить число оборотов 88—92%, а скорость по прибору 80—90 км/ч. Вертикальная скорость снижения будет зависеть от варианта применения вертолета, атмосферных условий и полетного веса. При весе, рассчитанном без учета влияния «воздушной подушки» для вертолетов в корабельном варианте с наполненными баллонами, вертикальная скорость снижения составит примерно 1,5—2 м/сек. При увеличении полетного веса вертикальная скорость возрастает до 3—4 м/сек.

При необходимости можно уточнить расчет на посадку, изменив скорость снижения в диапазоне 60—120 км/ч, но к высоте начала выравнивания должна быть установлена скорость не более 80 км/ч по прибору. На конечном этапе предпосадочного снижения высота и вертикальная скорость определяются визуально, так как барометрические приборы работают с запаздыванием. При посадках на вод-

ную поверхность высота контролируется по радиовысотомеру, который над водой работает точно и устойчиво.

Предпосадочный маневр начинается на высоте 15—10 м. При этом угол тангажа увеличивается на 8—10°, корректор поворачивается вправо и незначительно увеличивается общий шаг. На высоте 8—5 м скорость должна быть 30—20 км/ч, а мощность работающего двигателя близка к взлетной. Если необходимо выполнить посадку без пробега, то высота выравнивания уменьшается до 10—7 м. При увеличении угла тангажа нельзя допускать увеличения числа оборотов более 96%, так как это увеличивает нагрузки на агрегаты винтов и ухудшает путевую управляемость. На высоте 4—2 м следует энергично увеличить общий шаг, чтобы в момент приземления вертикальная скорость была полностью погашена. В момент увеличения общего шага и углов атаки элементов лопастей тяга винтов при примерно постоянном числе оборотов кратковременно увеличивается, что обеспечит вертолету относительно мягкое приземление или приводнение.

Приземление вертолета осуществляется на основные колеса с незначительно опущенным оперением и отклоненной на себя ручкой управления на величину примерно $\frac{2}{3}$ полного хода. Если предпосадочный маневр был энергичным, то перед приземлением ручка управления отклоняется от себя. После приземления разрешается отклонять ручку управления до заднего упора при расположении рычага «шаг-газ» на пятом—восьмом зубе сектора. Можно также использовать тормоза колес шасси. После остановки вертолета для исключения опасного сближения лопастей ручка управления устанавливается в нейтральное положение, отклоняется вперед левая педаль и общий шаг плавно уменьшается до минимального с одновременным поворотом корректора влево. При такой методике пилотирования длина пробега составляет 0—20 м даже в штиль с максимально допустимым весом.

Конструкция вертолета в корабельном варианте обеспечивает безопасную аварийную посадку на воду с наполненными баллонами при волнении моря до 3 баллов и плавучесть продолжительностью не менее 24 ч.

Имитация отказа одного двигателя в поступательном полете. Для создания у пилота уверенности в благополучном выполнении полета с одним работающим двигателем разрешается в учебных и тренировочных полетах имитировать отказ только правого двигателя, так как на левом установлен генератор постоянного тока. Двигатель не выключают, а для отработки техники пилотирования выполняют посадку с одним нормально работающим двигателем при втором задрессированном на режиме малого газа. С целью ограничения ветриальной скорости снижения разрешается выполнять имитацию отказа одного из двигателей и посадки на вертолетах, оборудованных грузо-пассажирской кабиной, если высота полета не более 2000 м, а полетный вес — 3000 кГ. Первые учебные и тренировочные полеты должны выполняться с полетным весом не более 2400 кГ.

Полет по прямоугольному маршруту с посадкой на одном нормально работающем двигателе рекомендуется выполнять на ровной, осмотренной и обозначенной полосе размерами не менее 120×40 м, впереди которой на 10—15 м в стороны от передних флажков выставлено ограждение. Воздушные подходы должны быть открытыми. Следует помнить, что на вертолете с двумя членами экипажа создаются центровки, близкие к предельно передним; поэтому посадка должна выполняться только при встречном ветре.

Высота полета по прямоугольному маршруту, как правило, равна 200 м. Периметр прямоугольного маршрута зависит от температуры наружного воздуха (чтобы обеспечить для правого двигателя перед дросселированием или выключением при необходимости нормальный температурный режим). Обучаемый выполняет полеты на левом сиденье, а на правом находится пилот-инструктор.

После выполнения третьего разворота и получения разрешения на посадку с одним работающим двигателем необходимо летом створки цилиндров правого двигателя полностью открыть, а зимой прикрыть в зависимости от температуры окружающей среды. Дросселирование (выключение) правого двигателя выполняют только на прямой после четвертого разворота. Для этого в зависимости от скорости ветра устанавливают скорость по прибору 70—90 км/ч и число оборотов несущих винтов 86%. Рекомендуемая скорость снижения — 80 км/ч. Подав команду обучаемому выдерживать заданный режим полета, инструктор переносит правую руку на правый рычаг «шаг-газ» двойного управления, левую — на рычаг раздельного управления правого двигателя. Рычаг раздельного управления правого двигателя перемещается на защелку малого газа и одновременно корректор поворачивают вправо. Если число оборотов несущих винтов становится меньше 82%, то необходимо сохранить его величину, уменьшив общий шаг (рычаг «шаг-газ» перемещается на величину не более трети хода).

В процессе дросселирования двигателя инструктор должен быть все время готов взять управление на себя. А после дросселирования двигателя сосредоточить все внимание на глиссаде снижения и расчете на посадку. Разрешается выключение двигателя зажиганием на высоте не менее 150 м при температуре головок цилиндров не более 140°C . После выключения рычаг раздельного управления поставить в нейтральное положение. Посадка выполняется аналогично посадке при отказе одного двигателя, но запрещается использовать тормоза колес на скорости более 5 км/ч вследствие увеличения нагрузок на передние стойки шасси. Имитация отказа в зоне может выполняться одним пилотом. Для этого в установившемся горизонтальном полете скорость по прибору должна быть 70—90 км/ч, а число оборотов несущих винтов должно быть 86—88%. Для дросселирования правого двигателя пилот вынужден снимать руку с ручки циклического шага. Поэтому вертолет должен быть сбалансирован так, чтобы при освобожденной ручке управления угол крена и угол тангажа изменялся в течение

3 сек не больше чем на 5° . При обеспечении нормальной балансировки вертолета необходимо правой рукой энергично, но плавно, поставить рычаг раздельного управления правого двигателя в крайнее заднее положение и вновь перенести правую руку на ручку циклического шага. Одновременно с переводом рычага раздельного управления на защелку малого газа следует плавно и энергично повернуть корректор вправо. При задержке число оборотов падает до 75—72%. После поворота корректора при имитации отката с режима горизонтального полета или снижения число оборотов несущих винтов практически восстанавливается. В дальнейшем действия пилота и ограничения такие же, как при полете с отказавшим двигателем.

Опасные зоны высоты и скорости. Как видно по балансу мощностей (см. рис. 99), при отказе двигателя на вертикальных режимах полета или при взлете полет без снижения практически невозможен.

В процессе неустановившегося движения вертолета при отказе двигателя на режиме висения вертикальная скорость снижения увеличивается до тех пор, пока сопротивление вертолета в воздушном потоке не станет равным его весу (если пренебречь инерционными силами). Для вертолета Ка-26 при вертикальном снижении с одним работающим двигателем вертикальная скорость установившегося снижения составляет примерно 18 м/сек. Это, безусловно, является опасным для приземления, так как, чтобы поглотить всю кинетическую энергию движения вертолета, потребуется несоизмерно большой ход штоков амортизаторов шасси. Обычно шасси и конструкция вертолета рассчитываются на вертикальную скорость приземления 1,8—2,5 м/сек. Чтобы обеспечить сохранность материальной части вертолета без вмешательства пилота, должна быть ограничена высота висения и вертикальных режимов полета. Если же высота отказа будет больше, то вертикальное снижение станет при отказе одного двигателя длительнее, и вертикальная скорость перед приземлением увеличится. Для вертолета Ка-26 с полетным весом, рассчитанным без учета влияния воздушной подушки, безопасной является высота висения до 3 м. Увеличение полетного веса вертолета приводит к росту вертикальной скорости снижения с одним работающим двигателем и поэтому безопасная высота висения у земли уменьшается. При весе, рассчитанном с использованием влияния воздушной подушки и соответствующем высоте висения 0,5 м, высота висения не должна превышать 2,5 м.

Но по балансу (см. рис. 99) видно, что уменьшение дефицита мощности и вертикальной скорости снижения при отказе одного двигателя может быть достигнуто при увеличении поступательной скорости до экономической скорости горизонтального полета. Поэтому при отказе двигателя на эксплуатационном висении или в полете на малых высотах опасная высота увеличивается, а безопасная зона для полетов у земли расширяется с увеличением воздушной скорости. Но при большем полетном весе вертикальная скорость снижения и в этих случаях будет больше, а поэтому безопасная

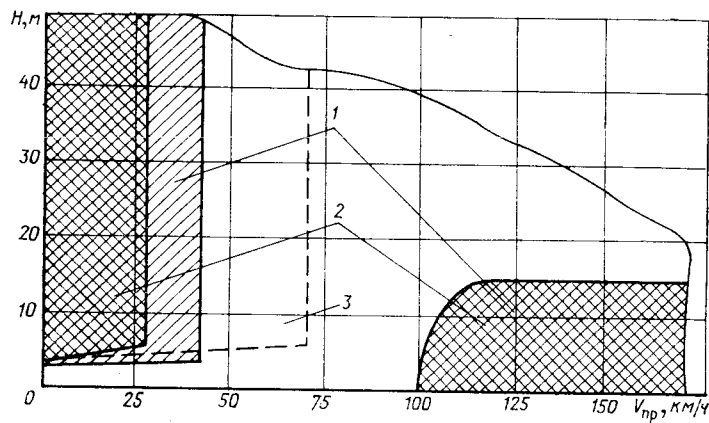


Рис. 106. Опасные зоны высоты и скорости:

1 — для веса, рассчитанного с учетом влияния воздушной подушки, при отказе одного двигателя; 2 — для веса, рассчитанного без учета влияния воздушной подушки, при отказе одного двигателя; 3 — при отказе двух двигателей

зона для висения и полетов с малой скоростью на малых высотах с весом, рассчитанным с использованием влияния воздушной подушки, уменьшается. Опасные зоны высоты и скорости для полетов на вертолете Ка-26 показаны на рис. 106. Продолжение опасных зон по высоте при малых скоростях полета на рисунках не показано.

Для вертолетов Ка-26 опасная зона висения и полета на малых скоростях в случае отказа одного из двигателей достигает примерно 110 м. При эксплуатационных висениях или в полете на больших высотах пилот имеет возможность при потере высоты увеличить поступательную скорость вертолета до величины, обеспечивающей безопасное приземление. Величина опасной зоны на малых скоростях полета и определяет траектории взлетно-посадочных операций.

Но если значительная поступательная скорость в полете на больших высотах может обеспечить безопасное приземление, то полет с большой скоростью на малой высоте также становится опасным. В этом случае при отказе двигателя и разбалансировке вертолета у пилота может не хватить времени на то, чтобы погасить поступательную скорость и обеспечить вертолету посадочное положение. Поэтому скорость производственных полетов на авиационно-химических работах не должна превышать 100 км/ч (см. рис. 106 и гл. V, § 4). Выполнение всех полетов должно обеспечивать по высоте и скорости безопасное приземление вертолета в случае отказа двигателя.

Отказ двигателя на вертикальных режимах и взлете. При выполнении конкретного полетного задания допускается нахождение вертолета в опасных зонах. В этом случае, чтобы не допустить аварии при отказе двигателя, пилот применяет посадку «с подрывом», т. е. с энергичным затяжением винта за минимальное время. И тогда при практически постоянном числе оборотов увеличение углов установки приведет к увеличению тяги винтов и значительному уменьшению вертикальной скорости снижения. Чем энергичнее будет выполнен «подрыв», тем меньше падение числа оборотов в процессе увеличения шага, а поэтому быстрее гасится вертикальная скорость снижения перед приземлением.

Наиболее эффективным считается «подрыв» продолжительностью около 0,4 сек. Но чтобы полнее использовать кинетическую энергию вращения винтов, желательно перед «подрывом» иметь возможно большее число оборотов винтов. При отказе двигателя число оборотов уменьшается и чтобы сохранить их пилот должен немедленно энергично и плавно повернуть корректор полностью вправо. При этом следует учесть, что стремление поддержать число оборотов уменьшением шага лишь усугубит положение, потому что уменьшение углов установки лопастей приведет к падению тяги винтов и увеличению вертикальной скорости снижения. А погасить вертикальную скорость перед приземлением у пилота не хватит времени.

Для уменьшения вертикальной скорости приземления при отказе двигателя на малых скоростях и высотах необходимо, не допуская падения числа оборотов менее минимально допустимого, перед приземлением энергично увеличить общий шаг до максимального. При этом в момент приземления углы установки должны быть максимальны. Энергичное увеличение общего шага винтов перед приземлением позволяет пилоту уменьшить вертикальную скорость примерно на 3 м/сек и вероятность поломок. Влияние подрыва на вертикальную скорость снижения практически одинаково на площадках, позволяющих использовать эффект воздушной подушки, и при отсутствии эффекта воздушной подушки. Это, по всей видимости, определяется скоротечностью процесса снижения при отказе одного двигателя на вертикальных режимах полета. Но акад. Б. Н. Юрьев отмечает уменьшение вертикальной скорости снижения под действием влияния воздушной подушки [14].

Использование посадки «с подрывом» позволяет при летной эксплуатации вертолетов увеличить высоту «безопасного» висения и полетов на малых скоростях до 10 м. В этих случаях при отказе одного двигателя и вмешательстве пилота в управление обеспечивается не только сохранение жизни экипажу и пассажирам, но и сохранность материальной части. Если же отказ одного двигателя происходит в опасной зоне, т. е. на высотах более 10 м, то посадка «с подрывом» позволит избежать катастрофы.

Как показали исследования и расчеты, продолженный взлет с одним отказавшим двигателем на вертолете Ка-26 в большинстве случаев практически невозможен из-за недостаточного запаса мощности. Поэтому посадка «с подрывом» является основным способом безопасного прекращения взлета при отказе одного из двигателей в воздухе на малых скоростях. При отказе одного из двигателей на малых скоростях и высотах в условиях острого

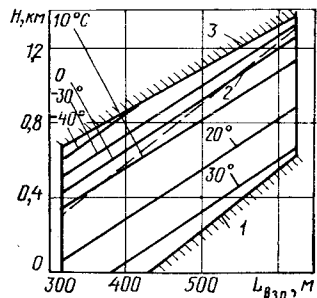


Рис. 107. Зависимость минимальной дистанции прерванного взлета от барометрической высоты и температуры наружного воздуха:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — температура в условиях стандартной атмосферы; 3 — минимальная температура для арктических условий

§ 2. ОТКАЗ В ПОЛЕТЕ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Физическая сущность самовращения элемента лопасти винта. При отказе двух двигателей располагаемая мощность становится равной нулю, и дефицит мощности соответствует мощности, потребной для горизонтального полета вертолета (см. рис. 99). Вертикальная скорость снижения значительно увеличивается, и для выполнения безопасной посадки в большинстве случаев требуется использование кинетической энергии вращения несущих винтов. Но вращение винтов определяется режимами работы отдельных элементов лопастей.

Из теории воздушного винта известно, что элемент лопасти может работать в режимах статической тяги, пропеллера, нулевой тяги, торможения, авторотации и ветряка. Режимы статической тяги и пропеллера характерны для большинства элементов лопасти на режимах полета с работающими двигателями. Некоторые элементы лопасти могут работать в режиме нулевой тяги.

Для выяснения возможности самовращения элемента лопасти потребуется определить условия работы элемента на режимах торможения, авторотации и ветряка.

На рис. 1 показан силовой многоугольник элемента лопасти на одном из режимов полета с работающими двигателями, включая режим снижения, когда индуктивная скорость намного больше вертикальной скорости снижения. В этом случае угол атаки элемента лопасти α определяется как разность угла установки φ и угла притекания β^* :

$$\alpha = \varphi - \beta^*.$$

Если индуктивная скорость превосходит по величине вертикальную скорость снижения, то угол атаки элемента лопасти меньше угла установки. И при несимметричном обтекании элементарная аэродинамическая сила, направленная относительно потока назад и «вверх», в связанной системе координат раскладывается на элементарную силу тяги ΔT и элементарную силу сопротивления вращению ΔQ . Положение аэродинамической силы относительно потока определяет элементарную подъемную силу ΔY и элементарная сила сопротивления ΔX . Их величина и направление могут быть заданы коэффициентами c_y и c_x . Зависимость $c_y = f(c_x)$ является полярной профилем. Совместив оси графика полярного профиля с линиями действия аэродинамических сил, определяем режим работы элемента лопасти.

дефицита времени посадку нужно выполнять прямо перед собой, избегая любых ударов. При разворотах вертолета уменьшение вертикальной составляющей тяги значительно увеличивает вертикальную скорость снижения и безопасное приземление усложняется.

Минимальные дистанции прерванного взлета вертолета при максимальном полетном весе, рассчитанном с учетом влияния воздушной подушки, в случаях отказа одного из двигателей на высотах до 15 м показаны на рис. 107. Увеличение барометрической высоты вертодрома и температуры наружного воздуха увеличивает дефицит мощности и дистанцию прерванного взлета.

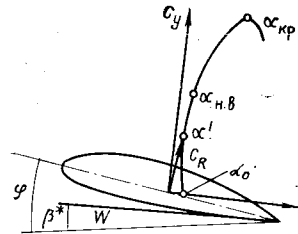


Рис. 108. Поляра профиля элемента лопасти на режимах полета с работающими двигателями

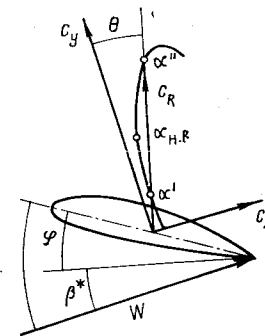


Рис. 109. Поляра профиля элемента лопасти при отсутствии подвода мощности к винтам

По рис. 108 можно определить, что при протекании потока через несущий винт сверху вниз во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки в плоскости вращения образуется сила сопротивления вращению. Силы сопротивления вращению элементов лопасти и создают момент сопротивления вращению, который стремится уменьшить число оборотов при недостаточном угле атаки элемента лопасти сила сопротивления угла притекания и постоянном угле атаки элемента лопасти сила сопротивления вращению уменьшается. Поэтому при отрицательных углах притекания, когда поток проходит через несущий винт снизу вверх, при определенных условиях сила сопротивления вращению может стать равной нулю.

Режим работы элемента лопасти, при котором отсутствует сила сопротивления вращению, называют режимом авторотации. При работе элемента лопасти на режиме авторотации число оборотов его будет постоянным, и поэтому самовращение может считаться установившимся. Условия установившегося самовращения элемента лопасти при снижении вертолета без подвода мощности к несущим винтам можно определить методом поляр.

На рис. 109 показана полярная элемент лопасти при набегании потока на плоскость вращения несущего винта снизу вверх, т. е. когда скорость воздушного потока от снижения становится больше индуктивной скорости, что может соответствовать отказу двигателей. Углы атаки элемента лопасти α' и α'' соответствуют отказу двигателей. Углы атаки элемента лопасти α' и α'' соответствуют режиму авторотации, их можно определить, если из начала координат опустить перпендикуляр на плоскость вращения. Область углов атаки правее секущей соответствует работе элемента лопасти на режиме торможения, т. е. когда элемент соответствует работе элемента лопасти на режиме торможения, и вращению. В режиме торможения элемент оказывает сопротивление и снижению, и вращению. В режиме торможения число оборотов элемента лопасти уменьшается, и самовращение называется замедленным. Уменьшение числа оборотов винта и тяги элементов лопастей приводит к увеличению вертикальной скорости снижения, для гашения которой перед приземлением кинетической энергии вращения винта может оказаться недостаточно.

Область углов атаки элемента лопасти левее секущей соответствует ускоренному самовращению, так как на этих углах атаки элементарная аэродинамическая сила направлена относительно оси вращения вперед по вращению и создает силу авторотации. Силовой многоугольник элемента лопасти при ускоренном самовращении (на режиме ветряка) показан на рис. 110. Но и на режиме ветряка элементарная аэродинамическая сила создает сопротивление потоку, в чем нетрудно убедиться, разложив аэродинамическую силу на составляющие относительно потока.

Секущая, которая разделяет на поляр углы атаки профиля, соответствующие режиму ветряка и режиму торможения, направлена относительно оси ординат углом θ . Угол θ является углом качества, так как этот угол образован направлением полной аэродинамической и подъемной сил. На углах атаки режима

авторотации угол качества равен углу притекания, потому что это углы со взаимно перпендикулярными сторонами. (Подъемная сила перпендикулярна набегающему потоку, а аэродинамическая сила — плоскости вращения. Величина угла установки (см. рис. 109), потребного для выполнения режима авторотации, равна разности углов атаки и притекания:

$$\varphi = \alpha - \beta^*, \text{ или } \varphi = \alpha - \theta.$$

Разность между углом атаки и углом качества называют запасом самовращения. Таким образом, если угол установки элемента лопасти равен запасу самовращения, то самовращение установившееся.

При изменении угла атаки до наиболее выгодного угол качества уменьшается, а запас самовращения увеличивается. Поэтому для режима ветряка (ускоренного самовращения) справедливо неравенство

$$\varphi < \alpha - \theta.$$

При переходе с постоянным углом установки на углы атаки режима торможения угол качества значительно увеличивается и замедленному самовращению соответствует неравенство

$$\varphi > \alpha - \theta.$$

Анализ самовращения элемента лопасти может быть проведен и по графику запаса самовращения.

График запаса самовращения — это зависимость запаса самовращения от угла атаки. Величина запаса самовращения при приближенной оценке может быть

определена по поляре (см. рис. 2), так как $\theta = \arctg \frac{c_{x_p}}{c_y}$. Общий вид график запаса самовращения профиля изображен на рис. 111.

При увеличении угла атаки от угла атаки нулевой подъемной силы до наиболее выгодного угол качества уменьшается и запас самовращения увеличивается. Дальнейшее увеличение угла атаки сопровождается ростом угла качества. Но пока увеличение угла качества менее значительно, чем рассматриваемое изменение угла атаки, запас самовращения продолжает увеличиваться. Если же темп роста запаса самовращения уменьшится, то, достигнув максимума на некотором угле атаки, запас самовращения в дальнейшем вследствие значительного увеличения профильного сопротивления и угла качества начнет уменьшаться. Особенно уменьшается запас самовращения при развитии на профиле срыва потока.

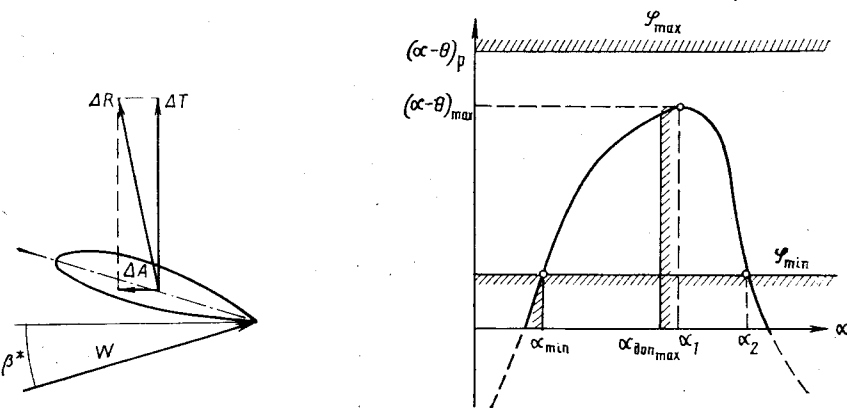


Рис. 110. Силовой многоугольник элемента лопасти при ускоренном самовращении

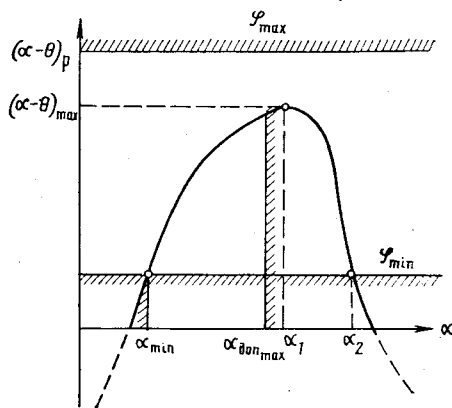


Рис. 111. Зависимость запаса самовращения от угла атаки

По графику запаса самовращения видно, что при максимальном конструктивном угле установки φ_{\max} у некоторого элемента лопасти максимальный запас самовращения меньше угла установки, а поэтому самовращение будет замедленным. Для выполнения установившегося самовращения нужно, чтобы угол установки был равен запасу самовращения:

$$\varphi = \alpha - \theta.$$

Если же угол установки будет минимальным, то установившееся самовращение принципиально возможно на двух углах атаки (см. рис. 109 и 111). Угол α_{\min} соответствует восходящей части графика запаса самовращения, а угол α_2 — нисходящей. Поэтому установившееся самовращение на угле атаки α_2 будет неустойчивым. И при малейшем увеличении угла атаки вследствие атмосферной турбулентности запас самовращения станет меньше угла установки, а следовательно, число оборотов уменьшится и это приведет к еще большему увеличению углов атаки и уменьшению числа оборотов. Такая же закономерность будет проявляться на всех углах атаки нисходящей части графика запаса самовращения, поэтому эти углы атаки элемента лопасти на эксплуатационных режимах недопустимы.

При постоянном угле установки угол атаки элемента лопасти на снижении в прямом потоке определяется скоростью осевого потока $V_1 = V_i - V_y$ и окружного потока ωr .

На рис. 112 показано, что увеличение окружной скорости вызывает уменьшение угла атаки, а увеличение скорости осевого потока снизу вызывает рост угла атаки элемента лопасти. Следовательно, для получения устойчивого установившегося самовращения у конкретного элемента лопасти в прямом потоке должно существовать определенное соотношение между числом оборотов и вертикальной скоростью снижения.

В косом потоке свойства самовращения элемента лопасти принципиально не изменяются. Но в различных азимутальных положениях изменяется скорость эффективного воздушного потока в плоскости вращения, и это эквивалентно изменению скорости окружного потока. Если не учитывать маховых движений лопастей, то у наступающего на поток элемента лопасти угол атаки уменьшается при увеличении потока в плоскости вращения, а у отступающего элемента — наоборот, увеличивается. Чем меньше относительный радиус элемента лопасти и число оборотов винта, тем меньше окружная скорость и больше углы атаки элемента лопасти.

При взмахе лопасти вниз углы атаки элемента лопасти дополнительно увеличатся. Увеличение же относительного радиуса элемента лопасти приведет к еще большему изменению угла атаки при взмахе, и различные элементы лопасти работают в разных условиях. Геометрическая кривка лопастей и компоновка их из профилей с различной относительной толщиной дополнительно изменяют запасы и свойства самовращения. В этих случаях некоторые элементы лопасти будут иметь силу авторотации, а некоторые — силу сопротивления вращению. И только когда суммарный момент лопасти от сил авторотации и сил сопротивления вращению станет равным нулю, самовращение лопасти будет установившимся (если пренебречь трением в трансмиссии и инерционными силами).

Самовращение несущих винтов. В прямом потоке условия работы и свойства самовращения всех лопастей одного винта одинаковы. И если элементы лопасти, работающие в режиме ветряка, создадут момент, уравновешивающий момент от трения трансмиссии и момент сопротивления вращению от элементов лопасти, работающих в режиме торможения, то число оборотов винта будет постоянным. У винта, работающего в косом потоке, свойства самовращения лопастей в различных азимутальных положениях различаются. Но если будет соблюдаться усло-

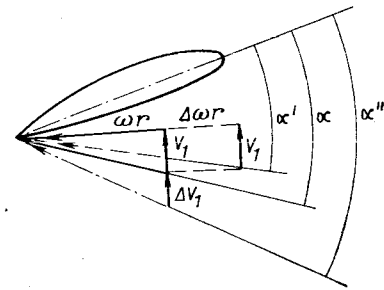


Рис. 112. Зависимость угла атаки элемента лопасти на режиме самовращения от окружной и вертикальной скоростей

вие установившегося самовращения в прямом потоке, то и в косом потоке число оборотов винта будет постоянным. Если же моменты сопротивления вращению трения в трансмиссии будут меньше ускоряющего момента элементов лопастей в режиме ветряка, то число оборотов винта увеличится. И, наоборот, при уменьшении ускоряющего момента число оборотов будет уменьшаться.

У соосных несущих винтов при снижении с отказавшими двигателями нижний винт работает на больших конструктивных углах атаки, чем верхний, работающий в потоке от нижнего винта. Поэтому и углы атаки элементов лопастей нижнего винта больше, чем верхнего. Следовательно, при постоянном угле установки в рекомендуемом диапазоне углов атаки свойства самовращения элемента лопасти верхнего винта будут хуже, чем у такого же элемента нижнего винта (см. рис. 111). На вертолете Ка-26 конструктивные углы установки нижнего винта на 2° больше, чем у верхнего, и это также в большинстве случаев определяет различные запасы самовращения элементов лопастей соосных винтов. Но соосные винты, вращаясь в разные стороны, имеют общую трансмиссию, поэтому избыток вращающего момента одного из винтов должен расходоваться на гашение тормозящего момента другого винта. И в этом случае представляет интерес путевая балансировка вертолета, но она будет рассмотрена отдельно.

Переход на режим самовращения несущих винтов. Как отмечалось, при полном отказе двух двигателей число оборотов несущих винтов резко уменьшается, а вертикальная скорость снижения увеличивается. При этом увеличение углов атаки до допустимых при набегании воздушного потока на элементы лопасти снизу приводит к росту запаса самовращения. Уменьшение числа оборотов винтов вызывает также уменьшение центробежных сил, увеличение угла взмаха, и под действием поводковой компенсации углы установки лопастей автоматически уменьшаются. Уменьшение углов установки лопастей и увеличение углов атаки элементов лопасти способствуют улучшению их свойств самовращения. Но пилот не имеет информации о величине запаса самовращения, а уменьшение углов установки лопастей незначительно, поэтому чтобы число оборотов не было меньше минимально допустимого, при отказе двигателей на рекомендуемых скоростях и наличии достаточной высоты необходимо немедленно энергично, но плавно, уменьшить общий шаг до минимального. Допускается после отказа двигателей падение числа оборотов несущих винтов до 75—72% в течение не более 5 сек. Сохранение высоких оборотов несущих винтов обеспечит запас кинетической энергии вращения, необходимый для уменьшения вертикальной скорости снижения перед приземлением. Кроме того, падение оборотов меньше минимально допустимых приведет к такому уменьшению центробежных сил и увеличению углов взмаха, что уменьшится эффективная ометаемая поверхность конусов вращения винтов и значительно увеличится вертикальная скорость снижения. При определенных условиях может возникнуть и опасное сближение лопастей, а рост вертикальной скорости снижения и уменьшение оборотов создаст у корневых элементов лопастей углы

атаки больше критических, что вызовет срыв потока и ухудшение свойств самовращения. Зона срыва потока с корневых элементов лопастей существенно увеличивается в косом потоке при увеличении скорости полета, потому что в этом случае на отступающих лопастях уменьшается эффективный воздушный поток в плоскости вращения.

Кроме того, пилоту следует учесть, что увеличение вертикальной скорости снижения и углов атаки фюзеляжа приведет к образованию пикирующего момента планера вертолета (см. рис. 29). Пикирование вертолета, увеличивая зону обратного обтекания, вертикальную скорость снижения и углы атаки элементов отступающей лопасти, усугубит срыв потока с нее.

При уменьшении общего шага винтов после отказа двигателей уменьшается угол тангажа, и вертолет пикирует, потому что при уменьшении углов установки лопастей уменьшаются маховые движения лопастей, скорость индуктивного потока и завал конусов вращения по потоку. Чем больше была мощность двигателей до отказа, тем больше будет уменьшаться число оборотов, больше разбалансировка вертолета и потребное отклонение ручки управления на себя для удержания вертолета от пикирования. Так, при переходе с режима набора высоты на первом номинальном режиме работы двигателя и скорости по прибору 110 км/ч к режиму самовращения необходимо отклонять ручку управления на себя на 98—100 мм, что составляет 29—33% полного хода. При переходе же с горизонтального полета на скорости по прибору 110 км/ч к режиму самовращения потребное отклонение ручки на себя равно примерно 70 мм, а это составляет 21% полного ее хода. Но даже при переходе к режиму самовращения несущих винтов с режима снижения разбалансировка значительна и если при энергичном уменьшении общего шага до минимального не отклонять ручку управления на себя, то уже через 2,5 сек угол тангажа на пикирование составит 36—48°. Поэтому пилот одновременно с уменьшением общего шага до минимального обязательно должен удерживать вертолет от пикирования отклонением ручки управления на себя.

Особенностью соосных вертолетов является и то, что на режиме самовращения, как и на режимах полета с работающими двигателями, на фюзеляж действует разность реактивных моментов несущих винтов [17]. Следовательно, вертолет будет стремиться вернуться в сторону вращения винта с меньшим крутящим моментом. Величина крутящего момента при отказе двух двигателей зависит от свойств самовращения винта, которые улучшаются при росте α . Но, как отмечалось, свойства самовращения верхнего и нижнего винтов будут разные, и поэтому будут отличаться и моменты, передаваемые от них. Так, у нижнего винта в допустимом диапазоне углов атаки элементов свойства самовращения будут лучше, потому что больше углы атаки и планер вертолета от моментов винтов будет стремиться развернуться вправо. Если же пилот будет парировать разворот отклонением левой педали, то это дополнительно уменьшит углы установки нижнего винта и улучшит

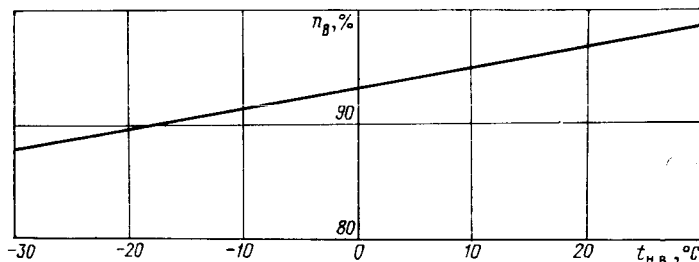


Рис. 113. Зависимость числа оборотов несущих винтов на режиме самовращения от температуры наружного воздуха ($G=3050$ кг, $H=750$ м)

его свойства самовращения. У верхнего же винта при этом свойства самовращения ухудшаются, и планер вертолета под действием путевого момента винтов будет стремиться еще больше развернуться вправо. В этом и проявляется реверс путевого управления винтов.

Для получения приемлемой управляемости на режиме самовращения несущих винтов дифференциальное управление их шагом заблокировано с рулями направления. И чем больше скорость полета, тем больше путевой момент от рулей направления. По этой причине на больших скоростях полета, когда момент от рулей больше момента от винтов, отклонение левой педали вызывает разворот вертолета влево даже при реверсе управления винтов. В процессе перехода к режиму самовращения несущих винтов с режима набора высоты на первом номинальном режиме работы двигателей эффективность несущих винтов изменяется так, что вызывает изменение путевого балансировки и отклонение педали примерно на 35—50 мм, или 19—28% от полного их хода. При переходе к режиму самовращения несущих винтов с режима горизонтального полета изменение путевого балансировки меньше и составляет по перемещению педали 29—35 мм, или 13—19% от полного их хода.

Обеспечив самовращение несущих винтов и балансировку вертолета, пилот при наличии достаточной высоты устанавливает рычагом общего шага число оборотов 84% и выдерживает его, не допуская выхода из диапазона 80—96%. При подъеме рычага «шаг-газ» вверх углы установки увеличиваются, свойства самовращения ухудшаются (см. рис. 111) и число оборотов несущих винтов уменьшается. При уменьшении общего шага число оборотов винтов, наоборот, увеличивается. При неизменном положении рычага «шаг-газ» и постоянных вертикальной и поступательной скоростях полета (постоянных запасах самовращения элементов лопастей) число оборотов несущих винтов тем больше, чем меньше плотность воздуха, потому что при уменьшении плотности воздуха уменьшается сопротивление вращению. Следовательно, число оборотов несущих винтов будет уменьшаться при уменьшении барометрической высоты, температуры наружного воздуха и влажности. Изменение оборотов несущих винтов от температуры наружного воздуха в

случае правильных регулировок углов установки лопастей для вертолета с полетным весом 3050 кг при положении рычага «шаг-газ» на нижнем упоре в режиме установившегося самовращения несущих винтов и скорости по прибору 80—90 км/ч на барометрической высоте 750 м показано на рис. 113.

Характеристики планирования на режиме самовращения несущих винтов. Планированием летательного аппарата называют снижение по прямолинейной траектории с выключенным или работающим на малых оборотах двигателем.

Снижение на режиме самовращения несущих винтов осуществляется без подвода мощности двигателя к несущим винтам, и поэтому установившееся снижение на режиме самовращения может называться планированием. Условия выполнения установившегося планирования на режиме самовращения несущих винтов аналогичны условиям установившегося снижения с работающими двигателями при положительных углах атаки несущих винтов. Характеристики планирования могут быть определены по дефициту мощности. Располагаемая мощность в этом случае равна нулю и вертикальная скорость планирования может быть найдена по формуле

$$V_y = \frac{-75N_{\text{потр}}}{G}$$

По величине вертикальной скорости и скорости полета находится угол планирования (см. рис. 79)

$$\theta^\circ = \arcsin \frac{V_y}{V}$$

Кривую, характеризующую зависимость вертикальной скорости снижения от скорости планирования, называют полярной скоростей планирования.

Зная угол планирования и высоту полета, можно подсчитать дальность планирования

$$L = H \operatorname{ctg} \theta.$$

Для самолетов угол планирования определяется аэродинамическим качеством ($K = \operatorname{ctg} \theta$). По этой же причине при летной эксплуатации вертолетов величину $\operatorname{ctg} \theta$ называют качеством вертолета.

Чем больше мощность, потребляемая для выполнения горизонтального полета, тем больше дефицит мощности и вертикальная скорость снижения. Следовательно, при постоянной скорости полета увеличивается угол, уменьшается дальность и время планирования. Потребная же для горизонтального полета мощность увеличивается при росте индуктивной, профильной мощностей и мощности движения. Поэтому оптимальным числом оборотов несущего винта на режиме самовращения будет такое, при котором профильное сопротивление минимально. Для заданной тяги профильная мощность пропорциональна $c_{xp}/c_y^{3/2}$. Оптимальные углы атаки элементов лопастей могут быть определены по полярке.

Для профиля NASA 230-12 небольшие потери сохраняются в относительно широком диапазоне углов атаки (рис. 114).

Для вертолета Ка-26 наименьшие профильные потери соответствуют числу оборотов несущего винта 84%. Изменение же числа оборотов несущего винта даже в пределах до-

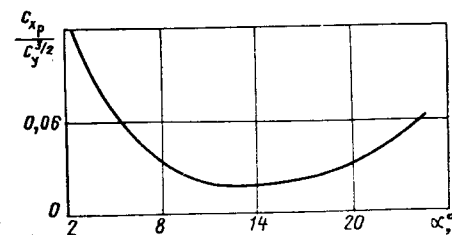


Рис. 114. Характеристика профиля NASA-230-12

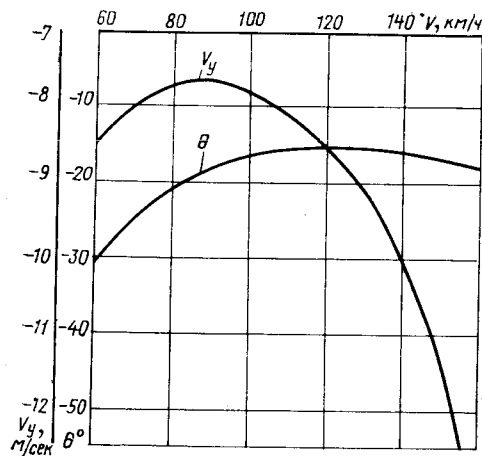
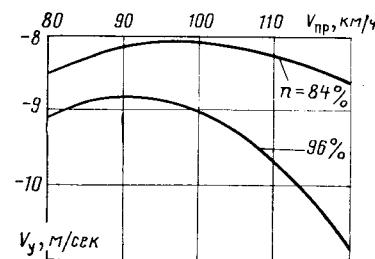


Рис. 115. Поляра скоростей планирования и углы наклона траектории горизонту

Рис. 116. Зависимость вертикальной скорости планирования от скорости по прибору и числа оборотов винтов



пустимого диапазона приводит к увеличению профильной мощности и вертикальной скорости снижения.

Увеличение потребной индуктивной мощности или профильной мощности и мощности движения при изменении скорости планирования от экономической скорости горизонтального полета также приводит к увеличению вертикальной скорости снижения. Поляра скоростей планирования и углы наклона траектории к горизонту для вертолета грузо-пассажирского варианта с полетным весом 3050 кг на высоте 500 м изображены на рис. 115.

Влияние на вертикальную скорость снижения изменения числа оборотов винта показано на рис. 116.

При увеличении вредного сопротивления, полетного веса вертолета, высоты полета также увеличиваются вертикальная скорость

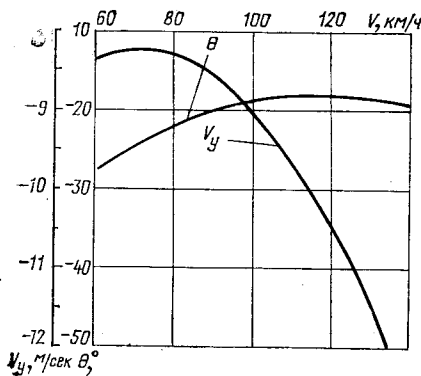


Рис. 117. Поляра скоростей планирования и углы наклона траектории к горизонту для вертолета с аппаратурой опрыскивания

и угол снижения, а дальность и время планирования уменьшаются. Для вертолета Ка-26 в зависимости от варианта применения, полетного веса вертолета, числа оборотов несущих винтов и плотности воздуха минимальная вертикальная скорость планирования изменяется от 6,2 до 13,5 м/сек, а минимальный угол планирования от 12 до 26°. Следовательно, максимальное качество вертолета составляет 4,7—2. Зависимости вертикальной скорости и угла планирования от скорости полета для вертолета в варианте опрыскивателя с полетным весом 2940 кг на высотах менее 500 м показаны на рис. 117.

Рис. 115—117 характеризуют планирования на режиме самовращения в косом потоке. Вертикальная скорость установившегося вертикального снижения вертолета равна примерно 20 м/сек.

При вертикальном снижении на режиме самовращения несущих винтов сопротивление вертолета можно определить по основному закону сопротивления воздуха:

$$X = c_x \frac{\rho V_y^2}{2} F.$$

И так как на установившемся снижении $X = G$, то

$$V_y = -\sqrt{\frac{2G}{c_x \rho F}} = \sqrt{\frac{16p}{c_x}}.$$

У обычных несущих винтов $c_x \approx 1,0—1,28$. Применение отрицательной крутки не ухудшает характеристик вертикального спуска на режиме самовращения и, принимая $c_x \approx 1$, получим:

$$V_y \approx 4 \sqrt{p},$$

что с достаточной степенью точности соответствует данным испытаний, так как при максимальном взлетном весе $p \approx 25 \text{ кг/м}^2$.

Особенности пилотирования и летные ограничения при планировании на режиме самовращения несущих винтов. Как видно из балансировочных кривых (см. рис. 72), при планировании на режиме самовращения несущих винтов необходимо отклонять ручку управления на себя. Отклонение ручки управления на себя увеличивается при переходе к передним центровкам и при увеличении скорости полета. А при планировании на режиме самовращения на больших скоростях, как и на висении с попутным ветром, запас продольного управления до заднего упора наименьший. Отклонение ручки управления на себя при увеличении скорости полета связано с увеличением пикирующего момента планера и пикирующего момента несущих винтов. Причем при постоянной центровке отклонение ручки управления на себя у вертолета в сельскохозяйственных вариантах больше, чем в грузо-пассажирском (см. рис. 71).

Увеличение отклонения ручки управления на себя с ростом скорости планирования свидетельствует о статической неустойчивости вертолета по скорости во всех вариантах применения. И неустойчивость вертолета, вероятно, вызвана срывом потока на горизонтальном оперении при больших положительных углах атаки фюзеляжа, уменьшением маховых движений лопастей при малых углах установки и ростом пикирующего момента несущих винтов при уменьшении угла тангажа (см. рис. 29).

Отсутствие продольной статической устойчивости создает общую динамическую неустойчивость вертолета, и управляемость на режиме самовращения несущих винтов будет хуже, чем на мотор-

ных режимах полета. Уже сам характер отклонения ручки управления (см. рис. 41) потребует от пилота больших затрат энергии и полетного времени для поддержания заданного режима полета. А вследствие значительного уменьшения эффективности путевого управления пилотирование вертолетом дополнительно усложняется. По сравнению с режимом набора высоты эффективность путевого управления при планировании на режиме самовращения несущих винтов уменьшается примерно в 10 раз.

Изменение эффективности несущих винтов на режиме самовращения может потребовать перемещения вперед левой педали. Но следует учесть, что уменьшение скорости приведет к уменьшению аэродинамических сил рулей управления и потребует отклонения рулей направления и левой педали еще больше. Минимальный запас путевого управления до упора левой педали соответствует скорости по прибору 70 км/ч на средней высоте 1000 м и составляет 14% от полного хода педали. При полете в турбулентной атмосфере запасы управления отсутствуют. Положение педалей на упорах не создает особых трудностей при пилотировании, потому что вертолет хорошо изменяет курс при отклонении ручки управления в поперечном направлении, а путевая и поперечная статическая устойчивость вертолета сохраняется при углах скольжения до 25—40°.

При отказе в поступательном полете двух двигателей пилот должен после установления рекомендуемого числа оборотов 84—86% и балансировки вертолета установить ручкой управления рекомендуемую скорость по прибору 75—80 км/ч. Указанная скорость полета обеспечивает относительно небольшие вертикальные скорости снижения (см. рис. 115—117) и достаточные запасы самовращения и управления. Минимально допустимая скорость планирования на всех высотах и во всех вариантах применения вертолета равна 70 км/ч по прибору. Она выбрана из условия получения приемлемой вертикальной скорости и управляемости вертолета. И из этих же условий и получения достаточного запаса самовращения задана и максимально допустимая скорость полета. Для вертолетов с подвесной пассажирской кабиной, грузовой платформой и в варианте «кран» на высотах менее 1000 м максимально допустимая скорость по прибору 120 км/ч.

При увеличении барометрической высоты увеличиваются вертикальные скорости снижения и максимально допустимая скорость полета уменьшается до 110 км/ч по прибору в диапазоне высот 1000—1500 м или до 105 км/ч по прибору на высотах более 1500 м. Для сельскохозяйственных вариантов вертолета и варианта «кран» без груза на внешней подвеске на всех высотах максимально допустимая скорость планирования по прибору 105 км/ч. Не следует допускать даже кратковременного увеличения скорости больше максимально допустимой, так как неустойчивый вертолет будет стремиться еще больше увеличить скорость. Для балансировки вертолета при этом понадобится значительное отклонение ручки управления на себя, что на режиме самовращения несущих винтов

может привести к ударам по нижним упорам горизонтальных шарниров. А при передних центровках значительно уменьшится запас продольного управления.

Если отказ двигателей произошел на скорости больше максимально допустимой, то во избежание перехода в энергичное пикирование при перемещении вниз рычага «шаг-газ» и для сохранения числа оборотов необходимо, в первую очередь, уменьшить скорость полета до рекомендуемой отклонением ручки управления на себя. При отклонении ручки управления на себя увеличивается угол тангажа вертолета, конструктивные углы атаки несущих винтов и элементов лопасти и, следовательно, растут запасы самовращения. Это и препятствует падению числа оборотов, а в некоторых случаях число оборотов несущих винтов может даже кратковременно увеличиться. Но чтобы не допустить уменьшения числа оборотов на установленной скорости полета, необходимо энергично опустить рычаг «шаг-газ» вниз.

Если же отказ двигателей произошел на скорости меньше минимально допустимой для планирования на режиме самовращения несущих винтов и значительной высоте, то дополнительный угол тангажа на кабрирование не создается, а сразу же после отказа общий шаг уменьшается до минимального, и вертолет переходит на рекомендуемые скорости. Уменьшение общего шага в этом случае должно быть более плавным, т. е. с темпом 2—4 сек, и запрещается отклонять ручку управления от себя.

В допустимом диапазоне скоростей изменение скорости планирования от рекомендуемой определяется расчетом на посадку на выбранную с воздуха площадку. При уточнении расчета следует учитывать, что минимальный угол планирования соответствует скорости больше максимально допустимой (см. рис. 115 и 117). Поэтому в допустимом диапазоне скоростей наибольшая дальность планирования получается на максимально допустимой скорости. Но следует учитывать, что время снижения в этом случае уменьшается из-за увеличения вертикальной скорости планирования.

Весь допустимый диапазон скоростей соответствует второму режиму планирования и это несколько облегчает пилотирование, так как при отклонении ручки управления на себя и увеличении угла тангажа будет увеличиваться угол планирования, а дальность планирования станет уменьшаться. При отклонении же ручки управления от себя, увеличении скорости и уменьшении угла тангажа угол планирования уменьшается, а дальность планирования увеличивается.

На режиме установившегося планирования при достаточной высоте и запасе времени пилот снимает нагрузку с рычагов управления автотриммером, а во избежание пожара выключается зажигание, закрывается бензокран и вертолет обесточивается. На установившемся планировании пилот должен учесть, что движения ручкой управления должны быть плавными и осторожными, чтобы не вызвать значительной разбалансировки вертолета. Использование на режиме самовращения несущих винтов дифференциального из-

менения шага приводит к некоторому изменению числа оборотов винтов, которое должно поддерживаться изменением общего шага.

Развороты на режиме самовращения несущих винтов выполняются с креном до 15° . Увеличение угла крена приведет к значительному наклону аэродинамической силы винтов, уменьшению вертикальной составляющей тяги, увеличению вертикальной скорости снижения и дополнительной потере высоты. Вертикальная скорость и потеря высоты еще больше увеличатся, если на развороте будет допущено скольжение. При выполнении разворотов число оборотов несущих винтов увеличивается, так как увеличиваются конструктивные углы атаки несущих винтов, углы атаки элементов лопастей и в рекомендуемом диапазоне углов атаки увеличивается запас самовращения. Но не следует допускать увеличения числа оборотов винтов до 96% и более, потому что это приведет к увеличению вертикальной скорости снижения и изменению эффективности путевого управления.

Посадка на режиме самовращения несущих винтов. Посадка на режиме самовращения несущих винтов является одним из наиболее ответственных элементов полета. Ввиду значительной вертикальной скорости снижения этапы посадки скоротечны, и от пилота требуются четкие и энергичные действия для гашения вертикальной и поступательной скоростей.

В зависимости от индикаторной скорости приземления V_i посадки вертолета на режиме самовращения несущих винтов разделяют на четыре типа: по-самолетному, если $V_i > 60$ км/ч; с малой скоростью приземления, если $V_i = 30 \pm 10$ км/ч; со средней скоростью приземления, если $V_i = 50 \pm 10$ км/ч, и без пробега, если $V_i = 10 \pm 10$ км/ч. Чем меньше индикаторная скорость приземления, тем сложнее техника пилотирования на посадке. И чтобы не вызывать значительного усложнения посадки на режиме самовращения несущих винтов, для вертолета Ка-26 инструкции и руководства по летной эксплуатации предлагают согласно приведенной классификации выполнение посадок с малой скоростью приземления (30 ± 10 км/ч). При такой посадке посадочная дистанция с высоты 15 м составляет 140—185 м, а длина пробега в штиль не более 60—70 м.

При отказе двух двигателей пилот, подобрав необходимую для такой посадки площадку, производит заход на нее по возможности против ветра на скорости по прибору 75—80 км/ч. При этом следует учесть, что при боковом ветре значительно усложняется путевая балансировка вертолета. А при попутном ветре увеличение путевой скорости значительно ухудшит посадочные характеристики. Но и при планировании с сильным встречным ветром на скорости по прибору 75—80 км/ч точка «прицеливания» может быть закрыта нижними обводами кабины. В таком случае целесообразнее увеличить скорость по прибору, не выходя, однако, из диапазона допустимых скоростей. Скорость предпосадочного планирования можно увеличивать и для получения наибольшей дальности планирования. Только при этом необходимо учитывать, что при снижении по пологой траектории усложняется визуальный расчет на посадку. А при пологом снижении в штиль потребуются увеличить участок выдерживания для получения постоянной индикаторной скорости приземления, что на площадках ограниченных размеров, окруженных препятствиями, может быть неприемлемым. Кроме того, при снижении на больших скоростях у пилота уменьшаются

возможности для исправления расчета на посадку изменением скорости. И по перечисленным причинам следует стремиться выдерживать скорость 80—100 км/ч по прибору до высоты 30—25 м.

При посадке с малой скоростью приземления кратковременное увеличение тяги винтов достигается вследствие использования кинетической энергии движения вертолета и кинетической энергии вращения несущих винтов. Предпосадочный маневр начинается выравниванием вертолета с высоты 15—10 м отклонением ручки управления на себя, чтобы увеличить угол тангажа на $10—12^\circ$. На выравнивании увеличиваются конструктивные углы атаки несущих винтов и углы атаки элементов лопастей. Поэтому число оборотов и тяга несущих винтов увеличиваются, а вертикальная скорость и угол снижения уменьшаются. Увеличение отклонения аэродинамической силы несущих винтов назад вызывает торможение вертолета. Выравнивание вертолета следует выполнять так, чтобы на высоте 6—5 м скорость по прибору была 60—50 км/ч. В процессе торможения вертолета следует учесть, что число оборотов несущих винтов начинает уменьшаться. А так как кинетическая энергия вращения несущих винтов тем больше, чем больше число оборотов, то целесообразно до уменьшения числа оборотов несущих винтов на выравнивании одновременно с отклонением ручки управления на себя переместить рычаг «шаг-газ» вверх на три-четыре зуба сектора. Не допускать на выравнивании увеличения числа оборотов более 96%. В противном случае увеличатся нагрузки на агрегаты винтов вертолета, и на малом шаге значительно ухудшится эффективность путевого управления.

С высоты 5—3 м следует, не изменяя угла тангажа, плавно, но энергично начать поднимать вверх рычаг «шаг-газ», чтобы в момент приземления общий шаг винтов был максимальным. И как отмечалось, вертикальная скорость снижения уменьшится, а вертолет приземлится на основные колеса на скорости 20—40 км/ч. Если было допущено чрезмерно энергичное выравнивание, то для создания вертолету посадочного угла тангажа ручка управления с высоты 3—2 м отклоняется от себя примерно на четверть хода. Если же уменьшать угол тангажа раньше, то увеличится путевая скорость приземления и длина пробега. При позднем или мало энергичном уменьшении угла тангажа вертолет может удариться о землю вертикальным оперением, что вызовет его поломку, кроме того, после удара вертолет под действием реакции земли резко ударяется о землю передними колесами и возможно капотирование.

При выполнении предпосадочного маневра, особенно в момент увеличения общего шага и падения числа оборотов несущих винтов, реверс путевого управления исчезает и эффективность управления увеличивается, что связано с увеличением эффективности верхнего несущего винта при ухудшении свойств самовращения нижнего винта на больших углах установки. Но увеличение эффективности путевого управления при педалях, отклоненных от нейтрального положения, вызовет разворот вертолета в сторону отклоненной педали и снос перед приземлением. Поэтому для исключе-

ния сноса необходимо своевременно предотвратить тенденцию к разворотам. Перед выравниванием педали нужно устанавливать нейтрально. Но нужно помнить, что использование для изменения курса поперечного управления на малой высоте приведет к уменьшению вертикальной составляющей тяги, и вертикальная скорость приземления увеличится. Кроме того, к моменту приземления эффективности поперечного управления может не хватить из-за падения числа оборотов, чтобы устранить крен. Но и нельзя для увеличения эффективности путевого управления с целью исправления курса начинать увеличение общего шага на высоте больше рекомендуемой, так как это сопровождается падением числа оборотов. Уменьшение же числа оборотов приводит к уменьшению тяги винтов и увеличению вертикальной скорости снижения. Практически пилот может увеличить полностью общий шаг перед приземлением только 1 раз, поэтому если увеличение общего шага начато на высоте значительно выше рекомендуемой, то необходимо немедленно уменьшить общий шаг. А если высота незначительно больше рекомендуемой, то следует прекратить увеличение общего шага и начать увеличивать его вновь на высоте несколько меньше рекомендуемой. Аналогично исправляется ошибка, заключающаяся в чрезмерно энергичном затяжении винтов на рекомендуемой высоте. Если же увеличение шага начато на высоте меньше рекомендуемой, то это исправляется более энергичным подъемом рычага «шаг-газ» вверх.

Во всех случаях увеличения общего шага винтов необходимо учитывать уменьшение их эффективности по мере падения числа оборотов. Поэтому перед приземлением рычаг «шаг-газ» поднимается более энергично. Увеличение эффективности путевого управления при подъеме рычага «шаг-газ» следует немедленно использовать для уточнения курса приземления.

Приземление выполняют на основные колеса с опущенным оперением, сохраняя ручку управления отклоненной на себя на $\frac{2}{3}$ хода. После опускания передних колес разрешается отклонение ручки управления до заднего упора при положении рычага «шаг-газ» на 6—8 зубе сектора. Для сокращения длины пробега используются также тормоза колес. Отказ в системе торможения колес увеличивает длину пробега до 125 м, если скорость приземления 30—40 км/ч и в начале пробега используется торможение винтом. В конце пробега для исключения опасного сближения лопастей на малом числе оборотов необходимо отклонить до упора левую педаль, а ручку управления установить нейтрально в поперечном направлении и (при отсутствии опасности лобовых ударов) на треть хода вперед от среднего положения в продольном направлении.

Если местность в районе отказа исключает после посадочный пробег, то предпосадочный маневр начинается на высоте 20—15 м, при этом угол тангажа увеличивается на 15—20°. На высоте 5—3 м общий шаг увеличивается до максимального без изменения угла тангажа, а на высоте 2—1 м вертолету придается посадочное положение. После приземления или приводнения торможение осу-

ществляется с помощью несущего винта и колес. Вертолет, не оборудованный баллонетами, приводняется на правый борт.

Имитация отказа двух двигателей в поступательном полете. На вертолете Ка-26 разрешается имитировать в учебных целях отказ двух двигателей без их выключения. Имитация отказа и планирование на режиме самовращения несущих винтов выполняются как в зоне, так и при полетах по прямоугольному маршруту. Во всех случаях полетный вес вертолета не должен превышать 3000 кг.

Как правило, в зоне перед вводом вертолета в режим самовращения несущих винтов устанавливается высота горизонтального полета 800—2000 м, а скорость по прибору — 80—90 км/ч. Вертолет разворачивается против ветра, и намечается площадка на случай вынужденной посадки. После того как проверены показания приборов и намечен ориентир для выдерживания направления, необходимо плавно, но энергично, уменьшить общий шаг до минимального и одновременно повернуть корректор влево до упора для рассоединения муфты сцепления (расходятся стрелки на комбинированном указателе). И во избежание получения больших углов тангажа вертолета на пикирование при энергичном уменьшении общего шага следует отклонять ручку управления на себя с опережением относительно сброса рычага «шаг-газ».

Кроме того, переход на режим самовращения несущих винтов сопровождается разворотом вертолета в какую-либо сторону под действием атмосферной турбулентности и разности реактивных моментов винтов. И пилот должен сбалансировать вертолет ручкой управления и педалями, а затем установить число оборотов несущих винтов 86% и не допускать их выхода из диапазона 86—96%. При этом число оборотов винтов на установившемся планировании должно превышать число оборотов двигателей не более чем на 3—5%. И, поддерживая число оборотов винтов изменением общего шага, пилот обязан не допускать схождения стрелок по комбинированному указателю и их расхождения на величину больше рекомендуемой. Для поддержания требуемого числа оборотов двигателей используют корректор.

На установившемся планировании скорость по прибору должна быть 80—90 км/ч, что соответствует вертикальной скорости примерно 7—8 м/сек. При длительном планировании усилия с командных рычагов управления снимаются автотриммером.

Если уменьшение эффективности путевого управления не позволяет парировать тенденцию вертолета к разворотам, то используется поперечное управление или уменьшается число оборотов несущих винтов до минимально допустимых плавным подъемом рычага «шаг-газ». При этом во избежание опасных ударных нагрузок в трансмиссии нельзя допускать схождения стрелок по комбинированному указателю.

После отработки установившегося планирования выполняются развороты влево и вправо на режиме самовращения несущих винтов с креном до 15°. Выполнение разворотов аналогично выполнению нисходящих спиралей.

При пилотировании в зоне на режиме самовращения несущих винтов нужно помнить, что если температура головок цилиндров снизится до 120°C , то следует перевести вертолет на снижение с работающими двигателями или в горизонтальный полет для прогрева двигателей.

Для перевода вертолета на снижение с работающими двигателями необходимо плавным поворотом корректора вправо увеличивать число оборотов двигателей до тех пор, пока совместятся стрелки комбинированного указателя. Если же стрелки не совместились, то необходимо плавным перемещением рычага «шаг-газ» вверх затяжелить винты. Энергичное увеличение общего шага может создать опасные ударные нагрузки на храповик муфт сцепления. После совмещения стрелок по комбинированному указателю, плавно увеличивая общий шаг, установить режим работы двигателей для выполнения требуемого полета. Вывод вертолета из режима самовращения должен быть закончен на высоте 600—400 м.

Если при выводе из режима самовращения число оборотов двигателей превысит число оборотов несущих винтов, то это свидетельствует о ненормальной работе комбинированных муфт и несоединении трансмиссии. В этом случае необходимо сделать еще одну попытку перехода на полет с подводом мощности двигателей к винтам или выполнять посадку на режиме самовращения несущих винтов. Действия пилота должны быть аналогичны действиям при отказе двух двигателей.

Для тренировки в расчете на посадку на режиме самовращения несущих винтов выполняется полет по прямоугольному маршруту над аэродромом. После выполнения четвертого разворота, в зависимости от скорости ветра, инструктор указывает обучаемому место перехода на режим самовращения несущих винтов.

Переход на режим самовращения и планирование выполняется аналогично пилотированию в зоне. Расчет на посадку уточняется изменением скорости в диапазоне 70—105 км/ч по прибору. Но на высоте не менее 50 м стрелки на комбинированном указателе должны совместиться, и вертолет переводится на полет с подводом мощности к несущим винтам. На высоте 8—10 м выполняется полет до линии посадочных ворот на скорости 60 км/ч по прибору. После пролета посадочных ворот вертолет переводится в набор высоты.

Отказ двух двигателей на вертикальных режимах и взлете. Вертикальная скорость установившегося вертикального снижения на режиме самовращения несущих винтов не обеспечивает безопасного приземления вертолета, и поэтому устанавливают опасные зоны высоты и скорости. Примерная опасная зона для полета вертолета на случай отказа двух двигателей показана на рис. 106. Как видно из рисунка, величина опасной зоны при отказе двух двигателей больше, чем при полете с одним работающим двигателем, так как в поступательном полете создается гораздо больший дефицит мощности. А поэтому увеличивается вертикальная скорость снижения, погасить которую перед приземлением довольно трудно. Опас-

ная зона расширяется не только по скорости, но и по высоте. Для эксплуатационного висения безопасной становится высота не менее 200 м. При отказе же двигателей на больших высотах запас высоты вполне достаточен, чтобы сообщить вертолету требуемую поступательную скорость и использовать для уменьшения вертикальной скорости приземления до безопасной кинетическую энергию движения вертолета и кинетическую энергию вращения несущих винтов.

Но при выполнении некоторых полетов вертолет может находиться в опасных зонах. В этих случаях при отказе двигателей на высотах до 10 м пилот может использовать посадку «с подрывом» (см. § 1) и погасить вертикальную скорость снижения до безопасной к моменту приземления. При эксплуатационном висении в диапазоне высот 10—200 м применение посадки «с подрывом», хотя и позволяет уменьшить вертикальную скорость приземления, но не гарантирует сохранность вертолета.

Уменьшение вертикальной скорости перед приземлением будет тем больше, чем больше число оборотов и энергичнее темп увеличения шага. Но не следует стремиться сохранить число оборотов несущих винтов при отказе двигателей на малых высотах. В этом случае уменьшение общего шага лишь увеличит вертикальную скорость снижения. Вследствие скоротечности снижения число оборотов не успевает возрасти, а использовать энергичное затяжеление винтов может не хватить времени, да и погасить большую вертикальную скорость гораздо сложнее.

Теоретически вероятность отказа двух двигателей гораздо меньше, чем одного, поэтому траектории и режимы полета должны определяться полетом с одним работающим двигателем.

§ 3. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

Отказ автотриммера не приводит к созданию аварийной ситуации в полете. И по оценке пилотов полет не представляет собой сложности как при практически полном отсутствии усилий на командных рычагах управления, так и при невозможности снять усилия с ручки управления и педалей.

При практическом отсутствии каких-либо нагрузок на ручке управления или педалях (при полных отклонениях ручки усилия от трения не превышают 1 кг, а на педалях 2 кг) пилот должен обращать основное внимание на соразмерность и координацию отклонения командных рычагов управления, учитывая характеристики управляемости вертолета (см. гл. II, § 8 и 9). Излишнее маневрирование в полете в этом случае не рекомендуется.

Если же отказ системы триммирования не позволяет пилоту снять усилия с командных рычагов управления, то пилотирование вертолетом также не вызывает значительных затрат энергии, потому что во всех цепях управления (см. рис. 38—40) не создается значительных нагрузок. Но следует отметить, что при отказе триммерного устройства усилия могут возрасти примерно в 2 раза, так

как рычаг электромагнитной муфты может занять одно из крайних положений и уменьшится в 2 раза ход пружины. Максимальные усилия, имевшие место при имитациях отказа автотриммера в процессе летных испытаний, соответствуют усилиям при переходе с режима горизонтального полета на высоте 300 м и скорости по прибору 160 км/ч к режиму висения у земли при боковом ветре слева скоростью 8 м/сек. В этом случае усилия на ручке управления в продольном направлении не превышали 4 кг, а в поперечном направлении и на педалях — 2 кг.

Если пилотирование вертолета ведется в сложных метеоусловиях и отказ в системе триммирования вызывает затруднение по безопасному продолжению полета, то пилот имеет право произвести вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха, или на ближайший аэродром. Посадка может выполняться как по-самолетному, так и по-вертолетному. Посадка с отказавшим автотриммером особой сложности не представляет, но требует повышенного внимания.

Отказ гидросистемы также не приводит к созданию аварийной ситуации в полете и в обычных условиях не требует прекращения задания. Фиксируется отказ гидросистемы по загоранию лампы сигнализации и увеличению усилий на командных органах управления. В этом случае пилот выключает переключатель «Гидросистема» и переходит на ручное управление вертолетом.

Первоначально пилотирование вертолетом с отказавшей гидросистемой кажется пилоту сложнее из-за возросших усилий на командных органах управления. Но в дальнейшем пилот привыкает к новым усилиям, и полет не вызывает затруднений. Но при выполнении полета следует постоянно помнить о появлении свободного хода рычагов управления. При выключенной гидросистеме и нормальном техническом обслуживании вертолета люфт не превышает 6 мм в поперечном направлении, 3 мм в продольном направлении и управлении общим шагом и 1 мм в путевом управлении. Максимальные усилия, имевшие место при имитации отказа гидросистемы, соответствуют усилиям на режиме висения и посадке по-вертолетному. В этом случае на ручке управления в продольном направлении усилия достигали 8 ± 3 кг, а в поперечном направлении 4 ± 4 кг, на педалях усилия составляли 16 ± 8 кг. Нагрузка на рычаг «шаг-газ» подбирается пилотом во время проверок работы несущей системы и регулируется отгибом «триммерных пластинок» на лопастях.

Нагрузка при проверках считается нормальной, если при выключенной гидросистеме усилия на рычаге «шаг-газ» не превышают 18 кг.

Если полет с отказавшей гидросистемой выполняется в сложных условиях и у пилота отсутствует уверенность в безопасном продолжении полета, то разрешается произвести посадку на площадку, подобранную с воздуха, или на ближайший аэродром. Для облегчения пилотирования во всех случаях посадка вертолета должна выполняться только против ветра и по возможности с пробегом.

Отказы отдельных систем управления могут произойти при «заедании» золотников гидроусилителей, частичном разрушении конструкции агрегатов управления или агрегатов, расположенных вблизи управления, а также при заеданиях в пружинных механизмах загрузки и прочих дефектах. Во всех случаях частичного отказа управления пилот должен принять все меры для выполнения вынужденной посадки и выяснить причину отказа.

Если происходит отказ в системе управления общим шагом, когда пилот не может изменить его величину, то можно продолжать полет до подбора площадки, используя коррекцию для установления требуемой мощности. Если же произошел полный отказ системы «шаг-газ», то изменить мощность двигателей можно при помощи рычагов раздельного управления, и можно изменить мощность, потребную для полета, изменением скорости. Так, если при отказе в системе «шаг-газ» поворот корректора влево не сопровождается снижением вертолета, то необходимо уменьшить поступательную скорость (в пределах минимально допустимой). Вертикальная скорость снижения при этом не должна превышать 2 м/сек.

Если происходит отказ системы продольного управления, то продольная балансировка может осуществляться изменением мощности, подводимой к несущему винту. Для уменьшения угла тангажа необходимо уменьшить скорость индуктивного потока, т. е. уменьшить общий шаг.

При переходе на снижение можно для создания требуемого угла тангажа, скорости полета и угла наклона траектории к горизонту попытаться сбалансировать вертолет перемещением служебных пассажиров.

При отказе системы поперечного управления крен в полете устраняется отклонением педали в сторону, противоположную кренению вертолета. Чем больше скорость полета, тем эффективнее поперечное управление за счет создаваемых скольжений, и скорость полета должна быть не меньше 60 км/ч.

При отказе в системе путевого управления развороты выполняются за счет создания скольжений отклонением ручки управления в поперечном направлении в соответствующую сторону. Но следует учитывать, что при скольжениях вертолет энергично теряет высоту, и предотвратить тенденцию к такому снижению можно увеличением мощности двигателей.

Вынужденные посадки вертолетов при отказах продольно-поперечного управления и системы «шаг-газ» следует выполнять по-самолетному. При отказе же путевого управления посадка выполняется по-вертолетному. И если на висении вертолет разворачивается, то необходимо выполнить плавное приземление с разворотом. А как только вертолет коснется колесами земли, нужно уменьшить общий шаг до минимального. При уменьшении тяги винтов силы трения увеличиваются, и разворот прекращается. Тенденцию к крену в процессе приземления парируют ручкой управления.

После выполнения посадки с частично отказавшим управлением особое внимание уделяют остановке винтов.

§ 4. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Наибольшую опасность для вертолета представляет обледенение несущих винтов, так как при этом значительно увеличивается сопротивление вращению и мощность, потребная на вращение винтов, как вследствие искажения теоретического профиля, так и увеличения шероховатости. Кроме того, при искажении профиля значительно ухудшаются несущие свойства лопастей, и срыв потока наступает на меньших углах атаки элементов.

Как правило, обледенению подвергаются ребра атаки лопастей и поверхности, расположенные вдоль хорд на расстоянии 5—10% их длины. Чем ниже температура наружного воздуха, тем большая часть лопасти подвержена обледенению. Причем интенсивность нарастания льда увеличивается с ростом относительного радиуса. Но чем больше скорость полета, тем меньше интенсивность нарастания льда, особенно на участках лопастей в зоне обратного обтекания. Вид же обледенения в основном зависит от температуры наружного воздуха и может изменяться по размаху лопастей.

Начало обледенения на вертолете обнаруживается по падению числа оборотов несущих винтов вследствие увеличения момента сопротивления вращению, вождению ручки управления и увеличению уровня вибрации из-за увеличения неравномерности аэродинамических сил и моментов по ометаемой поверхности. Если и восстановить число оборотов несущих винтов при помощи коррекции, то это не приведет к восстановлению силы тяги, так как несущие свойства профилей значительно ухудшаются. Вертолет стремится уменьшить высоту полета, значительно ухудшается устойчивость и управляемость.

При обледенении планера аэродинамические и летные характеристики ухудшаются при увеличении вредного сопротивления и полетного веса. Обычно при обледенении мощности двигателей для продолжения полета хватает в течение нескольких минут, а на малых скоростях полета даже в течение нескольких секунд. Обледенение карбюратора дополнительно уменьшит мощность двигателей и продолжительность полета. А обледенение оперения ухудшит устойчивость и управляемость вертолета.

Поэтому на вертолете Ка-26 до установки противообледенительной системы преднамеренные полеты в условиях обледенения запрещены. При случайном попадании в условиях обледенения необходимо принять все меры по выходу из зоны обледенения, включить обогрев ПВД и увеличить температуру воздуха на входе в карбюратор до 15—25° С.

При полетах в осадках следует учитывать уменьшение эффективности работы стеклоочистителей с ростом скорости полета. Так, на крейсерской скорости 150 км/ч по прибору стеклоочистители работают неудовлетворительно.

Выход из строя анероидно-мембранных приборов. На вертолете Ка-26 из анероидно-мембранных приборов установлены: указатель скорости УС-250К, высотомер ВД-10К и вариометр ВР-10МК, которые питаются от приемника воздушных давлений ПВД-6М.

Если нарушается работа анероидно-мембранных приборов, то необходимо проверить включение обогрева ПВД. И если работа приборов не восстанавливается, то следует кран статического питания переключить в положение «Аварийное». В этом случае работа высотомера и вариометра восстановится, но если произошел полный отказ ПВД-6М, то указатель скорости работать не будет.

Как известно, каждой скорости полета соответствует при постоянной центровке вполне определенный угол тангажа, и при конкретном режиме полета требуется вполне определенная мощность дви-

гателей. Поэтому при отказе указателя скорости УС-250К скорость следует выдерживать в соответствии с углом тангажа и режимом работы двигателей.

Для нормального пилотирования вертолетом с отказавшим указателем скорости пилот должен знать положение верхнего обреза приборной доски относительно горизонта на характерных скоростях полета. Для контроля за скоростью по авиагоризонту регулируемый индекс в нормальном положении должен совмещаться с силуэтом самолета на скорости 80—100 км/ч, что и соответствует режиму наибольшей продолжительности полета. Увеличение угла тангажа приводит к уменьшению скорости полета, а уменьшение — к увеличению скорости.

При пилотировании с отказавшим указателем скорости следует учитывать, что углы тангажа практически одинаковы как в наборе высоты, так и в горизонтальном полете, и на снижении. Поэтому контроль за траекторией полета следует осуществлять по вариометру. Но необходимо помнить, что эти приборы при питании из кабины работают с погрешностью и позволяют контролировать лишь изменение высоты, а не ее абсолютную величину. Показания указателя скорости могут завышаться на 30 км/ч, а вариометра — на 2,5 м/сек. •

§ 5. АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ ПРИ ПОЛЕТАХ С ГРУЗАМИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

При подценке груза следует учитывать, что если не намечаются ориентиры, относительно которых следует перемещать вертолет, или, если допускаются несоразмерные отклонения органов управления, то в процессе перемещения в сторону груза возникает отклонение вертолета от заданного направления. Если смещение вертолета будет значительным, то сила веса груза, направленная в этом случае не по оси подвески, вызывает дополнительный неуравновешенный момент, который приводит к внезапному рывку и может произойти опасное изменение угла тангажа или накренение вертолета, а также обрыв тросов и поломка узлов внешней подвески вследствие значительных динамических нагрузок.

При увеличении высоты висения до натяжения тросов внешней подвески необходимо следить за вертикальностью подвеса. Если будут допущены смещения, то в момент натяжения тросов или отрыва груза также может произойти резкое изменение угла крена или тангажа. В большинстве случаев при этом происходит обрыв одного из тросов и возможно волочение груза по земле, сопровождающееся резкой разбалансировкой вертолета. В лучшем случае при смещении вертолета в момент отделения груза от земли возникает его раскачка, также угрожающая безопасности полета.

Запрещается при раскачивании груза разгонять вертолет, так как увеличение амплитуды колебаний груза вызывает раскачку вертолета и возможна потеря его управляемости. Колебания груза на висении следует попытаться прекратить значительным строго вертикальным снижением, если же колебания не прекращаются, то груз следует приземлить.

Разгон вертолета следует выполнять особенно тщательно, так как его снижение и касание грузом о землю вызывает неуравновешиваемый момент и потерю управляемости вертолета. Несоразмерные отклонения ручки управления без учета увеличения эффективности и чувствительности управления вертолета с внешней подвеской, неучитывание инерции и отставаний груза также могут привести к чрезмерно большому изменению угла тангажа, крена и даже к потере управляемости. Если поперечные колебания груза возникнут в поступательном полете, то они быстро прекращаются. При продолжении колебаний следует плавно отклонять

командные рычаги управления при одновременном уменьшении скорости на 5—10 км/ч. И также плавно должна быть установлена скорость, на которой раскачка груза прекратится [9].

Перевод вертолета на снижение должен выполняться особо тщательно, так как отставание груза вызывает дополнительный пикирующий момент. Если снижение вертолета или гашение скорости будут выполняться энергично, то это может привести к значительному изменению угла тангажа вертолета и продольной раскачке груза. Просадка вертолета при гашении скорости увеличивает вероятность перегрузки несущих винтов и касания грузом о землю.

В процессе вертикального снижения при отпекке груза, как и при подъеме, не следует допускать смещений, чтобы избежать опрокидывания груза и увеличения нагрузок на подвеску.

Во всех случаях, когда в полете с грузом на внешней подвеске возникает раскачивание или вращение груза, угрожающее безопасности полета, груз должен быть сброшен. Груз обязательно сбрасывается и при задевании им о землю или препятствия, а также если для полета с грузом располагаемая мощность недостаточна. Последний случай может возникнуть при отказе одного из двигателей или при полете на площадке, расположенные выше мест подцепки груза, когда пилот не вводит поправок в вес, рассчитанный по номограмме. Груз с внешней подвески сбрасывается и при попадании в пыльный или снежный вихрь, если не обеспечивается визуального контакта с землей. Кроме того, груз обязательно сбрасывается с внешней подвески при любой аварийной обстановке в полете или при выполнении вынужденной посадки, когда приземление с грузом невозможно.

§ 6. ФЛАТТЕР ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Флаттером называются самовозбуждающиеся быстро нарастающие изгибно-крутильные автоколебания при взаимодействии аэродинамических, инерционных и упругих сил.

Таким образом, флаттер лопастей будет представлять колебательную неустойчивость их движения. Аперiodическую неустойчивость движения лопастей называют дивергенцией. Но дивергенция для вертолета практического значения не имеет, так как обычно возникает при большем, чем при флаттере, скоростном напоре или даже превосходящем максимально допустимый.

Развитие флаттера лопастей представляет более сложный процесс, чем у крыла. Это, в частности, связано с установкой горизонтальных и осевых шарниров лопастей, малой изгибной жесткостью и работой лопастей под воздействием больших центробежных сил. Колебания лопасти в плоскости вращения обычно не оказывает значительного влияния на флаттер и ими часто пренебрегают.

Основные закономерности возникновения и развития флаттера крыла и лопастей общие. Как и крыло, лопасть под воздействием внешних возмущений может совершать изгибные колебания относительно плоскости вращения. В этом случае, если центр тяжести не будет совпадать с центром жесткости, то под действием сил инерции изгибные колебания станут изгибно-крутильными. В спокойной воздушной среде колебания будут затухающими. Но возникающие в потоке аэродинамические силы при изменении углов атаки элементов лопастей будут либо поддерживать колебания, либо способствовать их затуханию.

Если центры тяжести, фокусы и центры жесткости элементов лопастей совпадают или центры тяжести элементов лопастей будут размещаться впереди, а фокусы позади центров жесткости, то флаттер невозможен. В первом случае будут возникать лишь изгибные колебания, а во втором — затухающие изгибно-крутильные колебания. Но если центр тяжести расположен позади центра жесткости, а фокус впереди центра жесткости, то колебания будут иметь возрастающую амплитуду. Причем для их поддержания не требуется внешнего периодического воздействия. Энергию для поддержания колебаний лопасть будет получать от набегающего потока.

Поведение лопасти при изгибе можно рассмотреть на примере «эффективного» элемента лопасти, в котором как бы расположены центр тяжести, центр жесткости и фокус эквивалентной лопасти с равномерным размещением этих точек по размаху. Если, например, лопасть изогнулась вниз, как показано на рис. 118, то

под действием силы упругости она стремится сместиться к положению равновесия. При движении лопасти к положению равновесия инерционная сила увеличивает угол атаки элемента и возникает дополнительная аэродинамическая сила. Под действием аэродинамической и упругой сил элемент подходит к положению равновесия и продолжает замедленно перемещаться вверх. Инерционная же сила при замедлении движения действует по направлению движения элемента и стремится уменьшить угол атаки. Поэтому аэродинамическая сила уменьшается, а сила упругости возрастает, так как она пропорциональна линейному смещению. Достигнув максимального возможного верхнего положения, элемент лопасти под действием максимальной силы упругости перемещается ускоренно вниз. Затем процесс в основном повторяется, лишь углы атаки элемента уменьшаются.

Чем больше скоростной напор, тем больше дополнительная аэродинамическая сила при колебаниях. Причем возмущающая аэродинамическая сила пропорциональна квадрату скорости. Аэродинамическая же сила демпфирования, возникающая при изгибе, пропорциональна скорости в первой степени. Поэтому если при малых скоростных напорах работа суммы сил демпфирования больше, чем возмущающих сил, то с ростом скорости эта разница уменьшается. И при некоторой скорости воздушного потока, называемой критической, работа возмущающих сил и сил демпфирования будет равна. Если же работа возмущающих сил превысит работу демпфирующих сил, то возникает флаттер. Сдвиг по фазе между колебаниями изгиба и кручения обеспечивает при этом возрастание амплитуды колебаний.

Флаттер может также развиваться, если центр тяжести будет приложен впереди центра жесткости, а фокус будет находиться впереди центра тяжести. На лопастях вертолета Ка-26, у которых расчетная эффективная центровка 24,8%, фокус профиля NASA-230 при увеличении числа М от 0,2 до 0,7 перемещается вперед примерно на 25—18% хорды. Возникновению и развитию флаттера способствуют также увеличение параметра K_{ω} . Влияет на флаттер и жесткость проводки управления и положение осевого шарнира, жесткость лопасти на кручение и положение оси жесткости, величина центробежной силы и частоты собственных колебаний лопасти, отклонение автомата перекоса, трение в осевом шарнире, характеристика режима полета и прочие факторы, учитываемые в конструкторских расчетах.

Возникновение и развитие флаттера на соосном вертолете может привести к опасному сближению лопастей и даже разрушению конструкции, поэтому необходимо, чтобы критическая скорость флаттера была больше эксплуатационной.

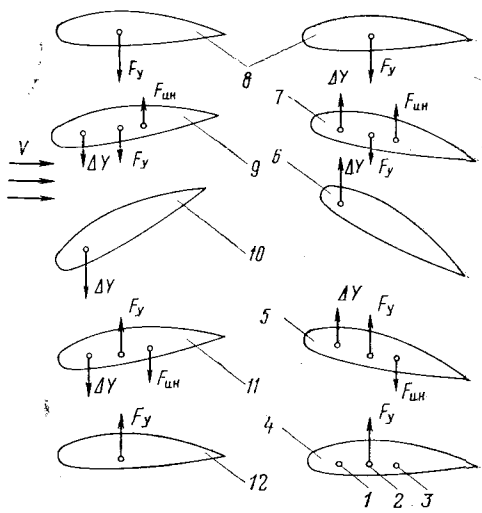


Рис. 118. Схема возникновения флаттера: 1 — фокус; 2 — центр жесткости; 3 — центр тяжести; 4—12 — последовательные положения элемента лопасти при колебаниях; ΔY — возбуждающая аэродинамическая сила; F_y — сила упругости; $F_{ин}$ — инерционная сила

Критическая скорость воздушного потока для вертолета зависит от числа оборотов и скорости полета. Конструкция вертолета Ка-26 при нормальной эксплуатации обеспечивает критические параметры гораздо большие, чем рассчитанные для эксплуатации. Кроме того, для обеспечения достаточного запаса до возникновения флаттера устанавливается максимально допустимая индикаторная скорость полета 170 км/ч, что соответствует скорости по прибору 160—163 км/ч в зависимости от величины поправок. Число оборотов несущих винтов в эксплуатации не должно превышать 96%. Повышение числа оборотов до 98% допускается в течение не более 6 мин при малой мощности двигателей.

Для надежности летной эксплуатации комплекты лопастей проходят производственную наземную проверку с провоцирующими грузами на задней кромке. Проверка проводится при числе оборотов несущих винтов 96% и смещении эффективной центровки назад на 2,25%. Грузы устанавливаются в сечениях с относительным радиусом 0,8—0,9. И если признаки флаттера отсутствуют, то комплект лопастей пригоден для летной эксплуатации. Запас эффективной центровки при этом будет компенсировать уменьшение числа критических оборотов с ростом скорости полета.

В процессе летных испытаний была достигнута индикаторная скорость 190 км/ч, что свидетельствует о безопасности полета по флаттеру. Но при неграмотной эксплуатации параметры, влияющие на флаттер, могут изменяться. Так, например, флаттер может возникнуть при эксплуатации колонки несущих винтов с недопустимыми люфтами в шарнирах и скользящих соединениях, при нарушениях смазки и прочих дефектах. Причем большая вероятность развития флаттера на верхнем винте.

Основным признаком появления флаттера является разрыв «тюльпана» лопастей вследствие «выпадания» лопасти, проходящей азимут 90°, из общего конуса вращения. Чаще всего флаттеру могут периодически подвергаться поочередно все лопасти, проходя через азимут 90°, где они испытывают наибольший скоростной напор. Одновременное же развитие флаттера на всех лопастях мало вероятно.

Увеличение несимметричности обтекания и дополнительные нагрузки на лопасти при флаттере вызывают резкое увеличение уровня вибраций с увеличением скорости или числа оборотов. Частота вибраций при флаттере может быть обычной или несколько меньшей и воспринимается пилотом как встряхивание вертолета. А увеличение неравномерности поля сил по ометаемой поверхности и шарнирных моментов вызывает при флаттере подергивания или даже рывки ручки управления в диагональном и поперечном направлениях.

Длительное нахождение в режиме флаттера опасно, и поэтому пилот должен принять немедленные меры по прекращению его: уменьшить число оборотов до 77—80%, не изменяя общего шага, и одновременно уменьшить скорость до 100 км/ч. Увеличивать чис-

ло оборотов или скорость полета при возникновении флаттера категорически запрещается.

При выводе вертолета из флаттера следует учитывать, что критические параметры вывода меньше, чем параметры ввода, и поэтому исчезновение признаков флаттера будет происходить с запаздыванием. Если признаки флаттера прекратятся, то можно продолжить полет до ближайшего вертодрома или подобрать площадку для вынужденной посадки. При продолжении флаттера следует принять все меры для быстрее выполнения вынужденной посадки. При затруднениях в пилотировании посадку производить прямо перед собой.

§ 7. СРЫВ ПОТОКА С ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Расчетным режимом работы двигателя в поступательном полете вертолета является первый номинальный режим, когда окружная скорость концевой элемента лопасти равна 174 м/сек. В этом случае лопасти несущих винтов вертолета Ка-26 практически не подвержены срыву потока во всем эксплуатационном диапазоне скоростей, потому что у наступающих лопастей в азимуте 90° критическая скорость обтекания профилей практически не достигается. Но срыв потока может наступить и при достижении элементами лопастей критических углов атаки. Развитие срыва потока на профиле приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы, значительному приросту коэффициента сопротивления, изменению моментальных характеристик лопастей и значительному приросту вибраций, что не может не повлиять на полет.

Как правило, срыв потока развивается на отступающих лопастях, так как при взмахе лопастей вниз углы атаки элементов лопастей увеличиваются. Чем больше относительный радиус элемента лопасти, тем больше скорость его перемещения при взмахе. Поэтому на режимах полета с работающими двигателями срыв потока начинается на концевых элементах лопасти. Но маховые движения лопастей увеличиваются при росте числа n , т. е. при увеличении скорости полета и уменьшении числа оборотов винта. Поэтому и зона срыва потока будет увеличиваться при увеличении скорости полета или уменьшении числа оборотов. Углы атаки элементов отступающих лопастей могут также увеличиваться при увеличении их углов установки или при уменьшении угла тангажа.

Потребные углы установки лопастей, углы атаки, коэффициент подъемной силы профиля отступающей лопасти и коэффициент тяги винта возрастают при увеличении скорости и высоты полета, полетного веса и вредного сопротивления вертолета, температуры и влажности наружного воздуха. К увеличению углов установки одного из винтов может привести и отклонение педалей. В этом случае развитие срыва потока усугубляется.

Для исключения срыва потока с лопастей устанавливают ограничения по максимальной скорости полета на рекомендуемых оборотах в зависимости от плотности воздуха, полетного веса и полетной конфигурации вертолета. Расчетным ограничением является достижение на элементе лопасти коэффициента подъемной силы 1, 2, что соответствует углу атаки у профиля меньше критического (см. рис. 2). Дополнительным запасом c_y по срыву потока является увеличение динамического максимального коэффициента подъемной силы при колебаниях профиля с некоторой частотой относительно «статического» значения, что объясняется различным характером течения в пограничном слое при изменении углов атаки.

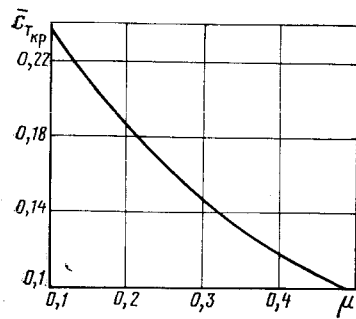


Рис. 119. Зависимость относительного критического коэффициента тяги от характеристики режима полета

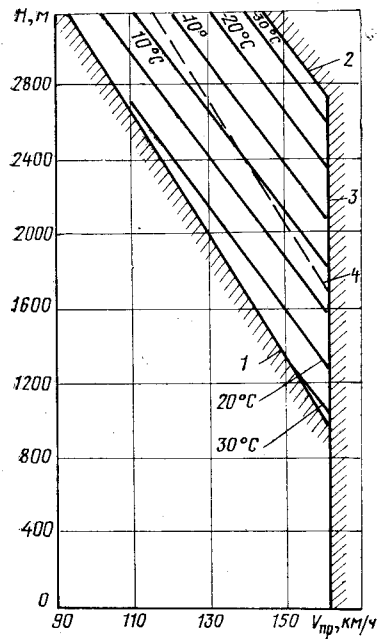


Рис. 120. Зависимость максимально допустимых скоростей полета от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузопассажирского вертолета с полетным весом 2650 кг:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — ограничения максимально допустимой скорости по флаттеру; 4 — температура в условиях стандартной атмосферы

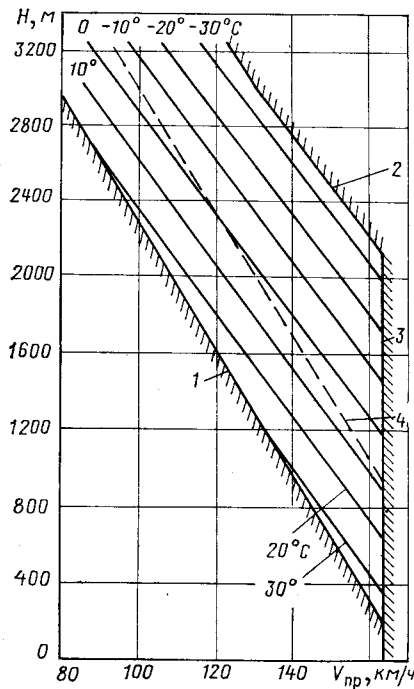


Рис. 121. Зависимость максимально допустимых скоростей от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузопассажирского вертолета с полетным весом 2950 кг:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — ограничения максимально допустимой скорости по флаттеру; 4 — температура в условиях стандартной атмосферы

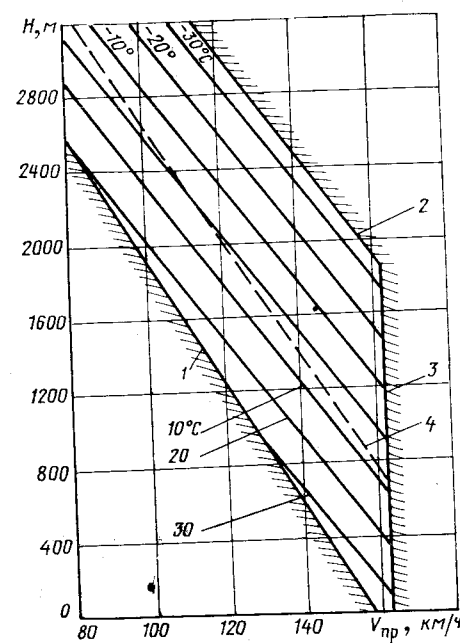


Рис. 122. Зависимость максимально допустимых скоростей от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузопассажирского вертолета с полетным весом 3085 кг:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — ограничения максимально допустимой скорости по флаттеру; 4 — температура в условиях стандартной атмосферы

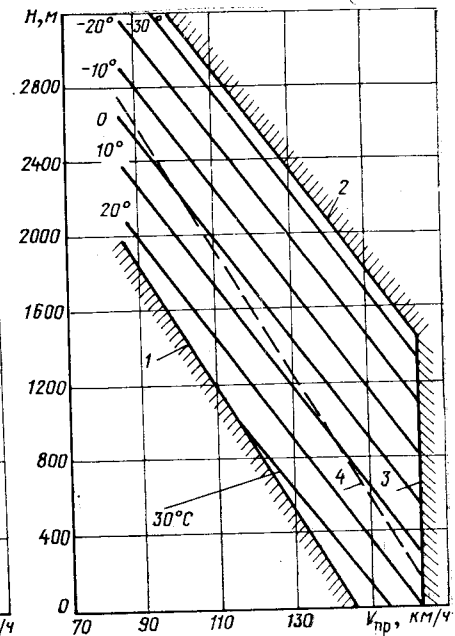


Рис. 123. Зависимость максимально допустимых скоростей от барометрической высоты и температуры наружного воздуха грузопассажирского вертолета с полетным весом 3250 кг:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — ограничения максимально допустимой скорости по флаттеру; 4 — температура в условиях стандартной атмосферы

Относительные коэффициенты тяги, соответствующие критическому значению характеристики режима по срыву потока, изображены на рис. 119. Используя эту зависимость, можно определить критическое число μ и скорость полета при конкретном коэффициенте тяги винтов и коэффициенте подъемной силы профиля (в данном случае 1,2).

На малых высотах критическая скорость по срыву потока больше, чем максимально допустимая скорость по флаттеру, а ограничение по срыву потока в основном относится «к большому» высотам. Для различных вариантов применения вертолета с различными полетными весами при разной плотности воздуха и числе оборотов несущих винтов 82% максимально допустимые скорости полета показаны на рис. 120—124.

Из графиков видно, что изменение температуры наружного воздуха на 10°C изменяет максимально допустимую скорость примерно на 10 км/ч . А максимально допустимая скорость уменьшается

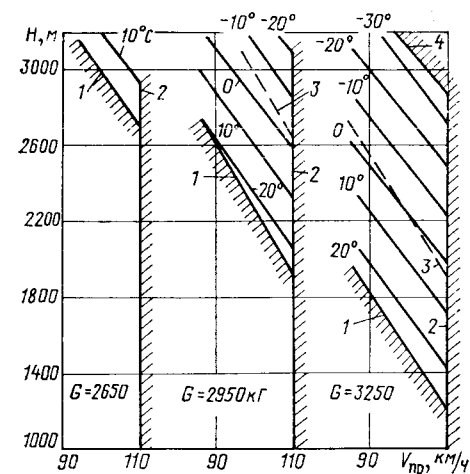


Рис. 124. Зависимость максимально допустимых скоростей от барометрической высоты и температуры наружного воздуха в транспортном варианте с грузовой платформой и сельскохозяйственных вариантах:

1 — максимальная температура по рекомендациям ИКАО; 2 — минимальная температура для арктических условий; 3 — температура в условиях стандартной атмосферы; 4 — ограничение максимально допустимой скорости по уровню вибраций

болтанки, особенно при создании пикирующего момента, увеличении вертикальной перегрузки или в полете со скольжением на скоростях, близких к максимально допустимым. При нормальной летной эксплуатации возникновение срыва потока маловероятно, потому что эксплуатационные перегрузки меньше, чем перегрузки, на которых развивается срыв потока.

Если же допущено непреднамеренное превышение максимально допустимой скорости полета, то возникновение срыва потока на вертолете сопровождается резким увеличением вибраций вследствие возрастания неравномерных шарнирных моментов лопастей. Увеличение профильных потерь при срыве потока приводит к росту потребной мощности и возможно снижение вертолета. Но ухудшение устойчивости и управляемости соосного вертолета меньше, чем одновинтового, потому что аэродинамическая схема соосного вертолета менее асимметрична.

Полет в режиме срыва потока увеличивает усталостные напряжения в узлах конструкции, поэтому преднамеренный вывод вертолета на этот режим и длительное нахождение в нем запрещаются. При появлении же срыва потока в случае непреднамеренного превышения максимально допустимой скорости полета необходимо уменьшить углы атаки элементов лопастей плавным уменьшением общего шага, увеличить число оборотов несущих винтов в допусти-

при увеличении температуры наружного воздуха, высоты полета, полетного веса и вредного сопротивления вертолета.

Для более быстрого определения максимально допустимой скорости используют таблицу максимально допустимой скорости полета грузо-пассажирского варианта вертолета.

При непреднамеренном превышении максимально допустимой скорости полета при определенных условиях может возникнуть срыв потока. У соосного вертолета чаще всего срыв начинается на одном из винтов и скорее всего вызывается отклонением педали. И если суммарный воздушный поток направлен к комлю лопасти, то срыв ускоряется. Срыв может также наступить в зоне

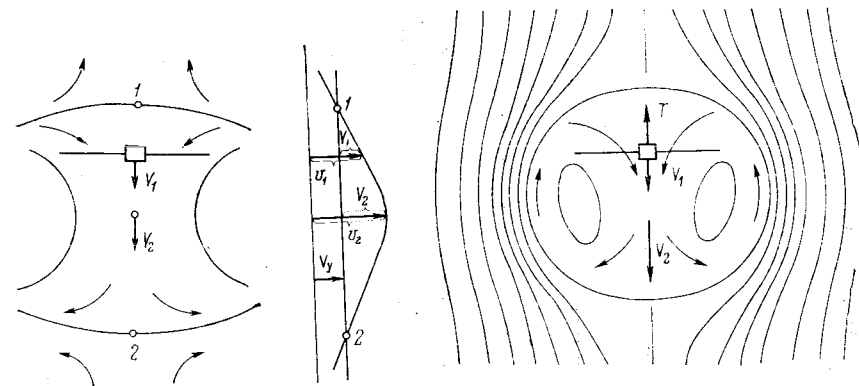


Рис. 125. Обтекание несущего винта при вертикальном снижении с работающими двигателями

Рис. 126. Режим вихревого кольца

мом диапазоне и одновременно уменьшить скорость полета до требуемой. Если вибрации не прекращаются, то следует произвести вынужденную посадку. При прекращении вибраций можно продолжать полет.

§ 8. ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО

Режим вихревого кольца может возникнуть при вертикальном снижении вертолета с работающими двигателями, на что было впервые указано русскими учеными. Но при анализе режима вихревого кольца можно рассматривать не снижение вертолета в неподвижном воздухе, а обдувку вертолета снизу потоком воздуха, так как по принципу обратимости движения процессы будут равнозначны. Соосные винты приближенно можно рассматривать как эквивалентный несущий винт.

При анализе принципиально можно рассматривать наложение индуктивного потока от винтов на поток от вертикального снижения, что и приводит к образованию вокруг несущего винта условной воздушной поверхности, на которой суммарная воздушная скорость равна нулю. Схематически обтекание эквивалентного несущего винта и эпюра скоростей показаны на рис. 125.

Внутри образовавшегося воздушного тела индуктивный поток, израсходовавший свою энергию на преодоление сопротивления от потока сверху и трение, вновь подсасывается винтом. Таким образом, вокруг несущего винта образуется циркуляция воздушного потока, которая показана на рис. 126.

На поддержание вихревого кольца затрачивается дополнительная энергия. Поэтому мощность, потребная для вертикального снижения в эксплуатационном диапазоне вертикальных скоростей, мало отличается от мощности, потребной для висения. Если же возникает дефицит мощности, то вертикальная скорость увеличивается более значительно, чем по теории идеального винта. При отказе одного из двигателей на вертикальных режимах дополнительные затраты мощности на вихревое кольцо создают значительные вертикальные скорости снижения, соизмеримые с вертикальной скоростью режима самовращения несущих винтов. Зависимость вертикальной скорости снижения от относительной мощности, подводимой к винту, полученная по формулам В. И. Шайдакова [13], показана на рис. 127.

Увеличение индуктивных потерь мощности на режиме вихревого кольца приводит к самопроизвольному увеличению вертикальной скорости снижения. И чем больше вертикальная скорость снижения, тем ближе граница раздела воздушных потоков (см. рис. 126), а интенсивность вихревого кольца увеличивается. При

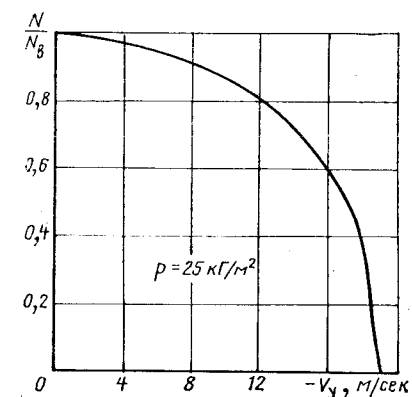


Рис. 127. Зависимость вертикальной скорости снижения с работающими двигателями от относительной мощности

при попадании в спутную струю самолета.

В интенсивном вихревом кольце управляемость вертолета резко ухудшается и могут возникнуть вождения и рывки ручки управления и педалей. Изменение индуктивного потока приводит к увеличению числа оборотов несущих винтов и создает пикирующий момент, вследствие чего вертолет стремится увеличить и вертикальную, и поступательную скорость снижения.

На вертолете Ка-26 специальных исследований в режиме вихревого кольца не проводили из-за опасности схлестывания лопастей, поэтому рекомендации и ограничения устанавливаются по опыту эксплуатации других соосных вертолетов [8].

На вертолетах Ка-15, Ка-18, имеющих удельную нагрузку на ометаемую поверхность до $18\text{--}19 \text{ кг/м}^2$, режим вихревого кольца начинал заметно проявляться при вертикальной скорости около $2,5 \text{ м/сек}$. По летной оценке в диапазоне вертикальных скоростей $3\text{--}7 \text{ м/сек}$ вертолеты становились неуправляемыми. Уменьшить вертикальную скорость снижения увеличением общего шага не удавалось. Можно ожидать, что на вертолетах Ка-26 при полетном весе до 2500 кг ($p < 19 \text{ кг/м}^2$) интенсивное вихревое кольцо будет соответствовать этому же диапазону вертикальных скоростей. При увеличении полетного веса (удельной нагрузки на ометаемую поверхность) вертикальные скорости режима вихревого кольца должны увеличиться, так как увеличивается индуктивная скорость.

В режиме вихревого кольца вертикальная скорость самопроизвольно увеличивается, и поэтому у отдельных элементов лопастей индуктивная скорость в плоскости вращения может стать равной вертикальной скорости снижения. Если бы индуктивные скорости элементов лопастей были одинаковы, то протекание сквозь винт отсутствовало бы и обтекание винта можно рассматривать как обтекание плоской пластинки. За границей этот режим называют идеальной авторотацией. Этот режим неустойчив и малейшие пульсации потока, например, вследствие атмосферной турбулентности, вызывают резкие изменения потока в плоскости

100%-ном обтекании винта в режиме вихревого кольца, когда весь индуктивный поток циркулирует вокруг винта, тяга несущего винта незначительна. В этом случае тяга может определяться лишь как сумма силы сопротивления воздушного тела в потоке от вертикального снижения и реактивной силы внутри воздушного тела. Уменьшение силы тяги и увеличение вертикальной скорости снижения под действием неуравновешенной силы веса вертолета становится особенно опасным на малых высотах.

Кроме того, режим вихревого кольца сопровождается повышенными вибрациями, потому что граница раздела воздушных потоков неустойчива и периодически разрушается потоком от вертикальной скорости снижения. Вихри попадают на лопасти и создается беспорядочная тряска. Изменение формы воздушного тела вызывает броски и развороты вертолета с колебаниями по высоте. По летной оценке ощущение при этом такое же, как

вращения и тяги винта. Поэтому винт вновь будет переходить на режим вихревого кольца, а в дальнейшем выходить из него. Режиму идеальной авторотации соответствуют наибольшие вибрации. Однако этот режим не опасен, так как протекает доли секунды даже у реальных винтов с различными индуктивными скоростями по ометаемой поверхности, когда режиму идеальной авторотации соответствует целый диапазон вертикальных скоростей.

Если вертикальная скорость вертолета более 8 м/сек (воздушный поток проходит через несущий винт снизу вверх), элементы лопастей начинают работать в режиме авторотации, торможения или ветряка.

При вертикальной авторотации поведение вертолета более спокойное и управляемость вертолета заметно улучшается. Но при переходе на режим вертикальной авторотации вертолет снизится за 15 сек на 200 м . Длительное же нахождение в режиме вихревого кольца опасно, да и такой запас высоты не всегда может быть обеспечен. Поэтому режим вихревого кольца не следует допускать. Необходимо учитывать, что режим вихревого кольца возможен не только в прямом потоке, но и при малых поступательных скоростях, когда граница раздела воздушных потоков находится в зоне несущего винта.

Для исключения интенсивного развития вихревого кольца вертикальная скорость снижения при вертикальном спуске или снижении с поступательной скоростью менее 40 км/ч не должна превышать 2 м/сек . Преднамеренный ввод в режим вихревого кольца запрещается.

Самопроизвольное увеличение вертикальной скорости снижения может возникнуть при недостаточной мощности для полета с малой поступательной скоростью. Поэтому не следует допускать уменьшения скорости полета меньше минимально допустимой для данных условий. Не разрешаются полеты на малых скоростях со скольжением, а в болтанку — со скоростью менее 60 км/ч по прибору. На посадке не следует допускать энергичного гашения скорости и «просадки» вертолета. Если же при гашении скорости вертикальная скорость более 2 м/сек , то необходимо немедленным отклонением ручки управления от себя увеличить поступательную скорость до $50\text{--}60 \text{ км/ч}$. Большей поступательной скорости соответствует меньшая потребная мощность и вертикальная скорость снижения, и граница разделов воздушных потоков отстает от винтов.

После набора поступательной скорости поведение вертолета становится нормальным и вертолет переводят на требуемый режим полета.

При самопроизвольном увеличении вертикальной скорости на вертикальном снижении необходимо попытаться уменьшить ее, увеличив мощность двигателей. Если же вертикальная скорость больше 2 м/сек и вертолет продолжает снижаться, то нужно отклонением ручки управления от себя перевести вертолет в поступательный полет.

При потере управляемости на больших высотах можно перевести вертолет на вертикальную авторотацию уменьшением общего

шага, а после восстановления управляемости увеличить поступательную скорость и перейти к режиму полета с работающими двигателями.

§ 9. ПЕРЕТЯЖЕЛЕНИЕ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Под перетяжением несущих винтов понимают нерасчетное уменьшение их тяги при увеличении общего шага, сопровождающееся уменьшением числа оборотов несущих винтов вследствие несоответствия мощности, подводимой к винтам, и мощности, потребной на их вращение.

Перетяжение несущих винтов на вертолете Ка-26 может наступить по двум причинам. В первом случае перетяжение наступает, если рычаг «шаг-газ» отклоняется вверх в темпе, не соответствующем приемистости двигателей. При этом рост мощности двигателей отстает от увеличения мощности, потребной для вращения винтов, а под действием неуравновешенных моментов сопротивления вращению число оборотов винтов уменьшается, что приводит к падению тяги.

Данный случай перетяжения принципиально возможен на любом из режимов полета, но наиболее опасен при взлете и посадке и на малых высотах, потому что при уменьшении тяги винтов происходит резкое снижение («просадка») вертолета. К перетяжению несущих винтов может привести и поспешность в отделении вертолета от земли. Если рычаг «шаг-газ» при отрыве поднимается за время менее 5—7 сек, то вертолет может не отделиться от земли, так как мощность, подводимая к винту, будет недостаточна. А если и произойдет отрыв вертолета за счет увеличения углов атаки элементов лопастей и кратковременного увеличения тяги, то в дальнейшем под воздействием увеличившихся моментов сопротивления вращению достигнутое число оборотов уменьшается и вертолет начинает энергично снижаться. При невмешательстве пилота в управление произойдет грубый удар о землю, увеличивающий нагрузку на конструкцию вертолета.

Перетяжение несущих винтов возможно и в том случае, если пилот поднимает рычаг «шаг-газ» с нормальным темпом, но на чрезмерно большую величину. Увеличение общего шага при полностью открытых дроссельных заслонках приводит к уменьшению числа оборотов винтов и мощность двигателей уменьшается. Величина общего шага, соответствующего полному открытию дроссельных заслонок, может быть определена по характеристике системы «шаг-газ» (рис. 128). Изменению общего шага на каждые 2° соответствует перемещение рычага «шаг-газ» на три зуба сектора. По графику видно, что при повороте корректора вправо дроссельные заслонки полностью открываются при увеличении минимального общего шага на 8° . Большее изменение шага приведет к перетяжению несущих винтов.

Если корректор установить в положение 2 (см. рис. 128), то в этом случае взлетный режим достигается при увеличении общего

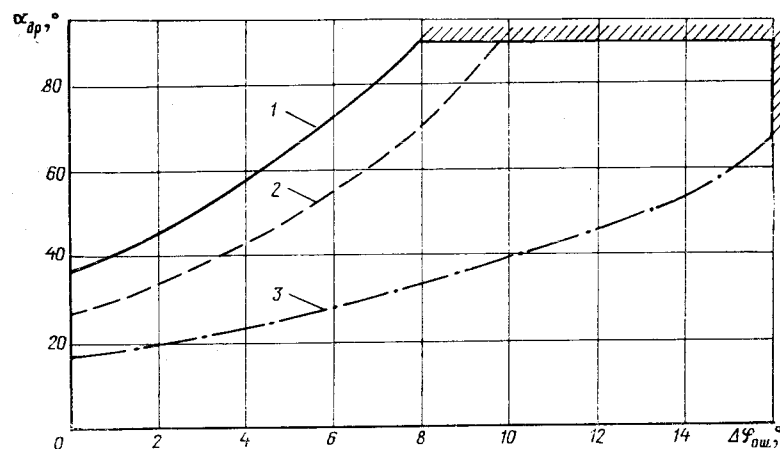


Рис. 128. Характеристики системы «шаг-газ»:

1 — правое положение корректора; 2 — корректор в положении «взлетные обороты»; 3 — левое положение корректора

шага примерно на 10° от минимального. Попытка увеличить общий шаг еще больше приведет к уменьшению оборотов несущих винтов. Наиболее характерны такие случаи при взлетно-посадочных операциях и полетах на малых высотах. Например, при эксплуатации вертолета на площадках с размерами меньше минимально допустимых на взлете пилот может непроизвольно «перетянуть» рычаг «шаг-газ» для получения более крутой траектории подъема. На посадке при чрезмерно крутой траектории и значительной вертикальной скорости снижения запаса мощности для гашения скорости может не хватить, а попытка продолжать увеличивать общий шаг также вызовет уменьшение оборотов винтов. Подобные случаи особенно вероятны при малых запасах мощности, например, при эксплуатации вертолетов с весом, близким к максимально допустимому для данных атмосферных условий, при вертикальных режимах полета, полетах на малых скоростях, на больших высотах...

При корректоре, повернутом влево, дроссельные заслонки прикрываются и откроются полностью на большем общем шаге (см. рис. 128). Но при работе двигателей на «тяжелых винтах» эффективная мощность уменьшается, и требуемая для полета тяга может быть не получена, что вызовет снижение вертолета. Подобные случаи могут наступить, когда число оборотов несущих винтов своевременно не увеличивают, поворачивая корректор вправо, например, при гашении скорости на посадке.

Для уменьшения вероятности перетяжения несущих винтов при полностью открытых дроссельных заслонках карбюраторов двигателей в системе управления установлены пружинные тяги. При полностью открытых заслонках и увеличении шага движение проводки управления газом прекращается, а движение дифференциальных качалок сопровождается деформацией пружинных тяг.

Пружины имеют предварительную затяжку, и поэтому начало режима перетяжеления определяется пилотом по значительному возрастанию усилий на рычаге «шаг-газ». Для исключения перетяжеления винтов необходима синхронная работа дроссельных заслонок обоих двигателей. На режиме малого газа разница в числе оборотов двигателей не должна превышать 1—2%, а давление наддува двигателей не должно отличаться более чем на 30 мм рт. ст.

Но если в одном из режимов полета пилотом все же допущено перетяжеление винтов, то необходимо незамедлительно уменьшить общий шаг, чтобы восстановить число оборотов и мощность двигателей.

§ 10. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС

Земным резонансом называют самовозбуждающиеся механические колебания с нарастающей амплитудой при взаимодействии колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров с колебаниями всего вертолета на упругом шасси. Условием возникновения земного резонанса является появление в плоскости вращения несущего винта неуравновешенной центробежной силы значительной величины, которая вызывает колебания вертолета на упругом шасси.

Вертолет, находясь на земле на упругом шасси, имеет шесть степеней свободы. Но у соосного вертолета наименьшие моменты инерции относительно продольной оси, поэтому колебания начнут развиваться в основном в поперечной плоскости. Однако моменты инерции относительно вертикальной и поперечной осей соизмеримы с моментом инерции относительно продольной оси, а следовательно, могут представить опасность и продольные колебания.

«Симметричность» соосного вертолета позволяет рассматривать поперечные и продольные колебания отдельно. При этом при рассмотрении поперечных колебаний рассматриваются поперечное смещение, изменение углов крена и рыскание, а при рассмотрении продольных колебаний — продольное и вертикальное смещение и изменение угла тангажа. При этом у соосного вертолета угловые смещения являются преобладающими.

Возникновение колебаний вертолета на упругом шасси вызывает дополнительные смещения центра тяжести винта от оси вращения, а поэтому в процессе колебаний неуравновешенная центробежная сила будет увеличиваться. При отсутствии достаточного демпфирования колебания начнут возрастать, особенно если изменение возмущающих сил близко по частоте к собственным колебаниям вертолета и неустойчивость колебаний может привести к разрушению конструкции.

Причиной появления неуравновешенной центробежной силы у вертолета на земле может явиться любой достаточно сильный «удар» по несущей системе. Это, например, может быть вызвано рывками вертолета на тросах при его работе на привязи с неграмотной швартовкой, или когда работа на привязи выполняется при сильном порывистом ветре, или при резком отклонении ручки управления. Удары могут быть вызваны и при движении вертолета по неровному грунту, на повышенных скоростях, или грубой посадкой, особенно на одно колесо. Неуравновешенная центробежная сила может быть вызвана и весовым дисбалансом лопастей. Но в этом случае ее величина обычно незначительна, а поэтому и колебания будут менее интенсивны. Влияние верхнего винта на развитие колебаний будет большим потому, что расстояние от него до центра колебаний большее, и вал винтов обладает податливостью.

На вертолете Ка-26 в нормальном техническом состоянии при испытаниях с допустимыми полетными весами выполнялись провокации земного резонанса органами управления, грубые и мягкие посадки с пробегом, взлеты с разбегом и рулежки по пересеченному полю на скорости до 40 км/ч, грубые посадки по-самолетному с предварительным раскачиванием вертолета в воздухе вокруг продольной оси и ударами о землю одним колесом. Нарастающих колебаний получить не удалось. Но при работе на земле, а также на рулении удастся искусственно вызвать колебания вертолета на пневматиках, если задержаться в течение нескольких секунд (10—15) на режимах, когда штоки амортизаторов выпущены, т. е. когда амортизаторы стоят на упорах и «исключаются» из демпфирования колебаний.

По записям режимов автоколебаний получили низкочастотные колебания, которые относятся к колебаниям земного резонанса, потому что частота низкочастотных колебаний лопасти относительно вертикальных шарниров (0,333—0,335) ω , а частота колебаний фюзеляжа при этом (0,661—0,668) ω , т. е. сумма близка к ω . Но автоколебания при хорошем демпфировании отличаются малой амплитудой, не имеющей тенденции к возрастанию, а поэтому для вертолета они опасности не представляют.

Колебания в основном гасятся гидравлическими демпферами вертикальных шарниров и повышенным трением в них. Но увеличение демпфирования приводит к увеличению изгибающих моментов лопастей в плоскости вращения, что примерно равносильно исключению вертикальных шарниров. Поэтому дополнительное демпфирование осуществляют подбором амортизаторов шасси и пневматиков, а основные стойки шасси на вертолете Ка-26 имеют специальные демпферы.

Прекращение отмеченных колебаний, возникающих при нормальной эксплуатации вертолета на переходных режимах, когда вертолет находится во взвешенном состоянии, не вызывает трудностей. Для этого необходимо лишь, чтобы амортизаторы главного шасси вступили в работу. Автоколебания полностью пропадают при уменьшении общего шага.

На вертолетах без гидродемпферов на втулке нижнего винта наблюдаются автоколебания, диапазон и величина которых зависят от давления в амортистойках шасси, оборотов винтов и положения ручки продольного управления. Максимальные автоколебания без нарастания амплитуды возникают при числе оборотов 72—79% в случаях отклонения ручки управления на себя. При перемещении ручки управления в нейтральное положение колебания затухают. Нарушения правил технического обслуживания и летной эксплуатации могут вызвать колебания типа «земной резонанс». Например, при одном неработающем гидродемпфере верхнего винта, числе оборотов 72—86% и отклонении ручки управления на себя примерно на 70% хода возникают автоколебания с нарастающей амплитудой. Колебания могут наступить и при нарушениях

зарядки амортизационных стоек шасси, при работе амортизационных стоек с заеданиями и в некоторых других случаях.

Возникшие колебания при взаимодействии планера и лопастей двух винтов, колеблющихся со сдвигом по фазе, приводят почти к мгновенному росту неуравновешенных центробежных сил, и если колебания своевременно не прекратить, то в течение нескольких секунд возможно разрушение конструкции. Возникновение земного резонанса на вертолетах соосной схемы особенно опасно, так как в процессе колебаний возможно чрезмерное сближение лопастей. Действия пилота для прекращения земного резонанса должны быть решительными и энергичными.

При возникновении колебаний на вертолете, стоящем на земле, необходимо немедленно отклонить ручку управления в нейтральное положение и затормозить колеса, отклонить полностью вперед левую педаль, уменьшить общий шаг до минимального и повернуть корректор влево до упора. Если колебания не прекращаются, следует выключить муфту сцепления, затормозить несущие винты и выключить двигатели. Такой порядок действий уменьшает вероятность опасного сближения лопастей и энергию колебаний, которую они получают от двигателя. Уменьшение же числа оборотов приведет к значительному уменьшению центробежных сил. Если земной резонанс возникает при движении вертолета по земле, то действия пилота должны быть такими же, но левая педаль не отклоняется и колеса не затормаживаются.

Во всех случаях возникновения земного резонанса запрещается отделять вертолет от земли, так как возникшие колебания при недостаточном демпфировании могут продолжаться и в воздухе. Запрещается парировать колебания отклонением ручки управления, потому что циклическое изменение углов установки лопастей лишь увеличит неуравновешенные силы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бирюлин В. И., Макаров К. Н., Канищев А. Н. Вертолеты в народном хозяйстве. М., «Транспорт», 1969, 176 с.
2. Бодиков К. Е., Игнатосян С. А., Аксенов Д. Т. Теория и техника полета вертолета. М., Воениздат, 1961, 335 с.
3. Братухин И. П. Проектирование и конструкции вертолетов. М., Оборонгиз, 1955, 360 с.
4. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1966. 456 с.; кн. 2. Колебания и динамическая прочность. М., «Машиностроение», 1967. 424 с. Авт.: М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман, Л. Н. Гродко, М. А. Лейканд.
5. Гессоу А., Мейерс Г. Аэродинамика вертолета. М., Оборонгиз, 1954. 256 с.
6. Дмитриев И. С., Есаулов С. Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М., «Машиностроение», 1969, 220 с.
7. Загордан А. М. Элементарная теория вертолета. М., Воениздат, 1960. 384 с.
8. Зенин С. Методические рекомендации по пилотированию вертолета Ка-15. М., РИО МГА, 1960, 72 с.
9. Методическое пособие по технике пилотирования Ми-8. М., Воениздат, 1969. 367 с.
10. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Кн. 1. Траектории летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1969. 500 с.; кн. 2. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1965, 468 с.
11. Пейн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М., Оборонгиз, 1963. 492 с.
12. Прицкер Д. М., Сахаров Г. И. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1968. 311 с.
13. Шайдаков В. И. Исследование режимов вертикального снижения вертолета. Вопросы аэродинамики несущего винта вертолетов. М., Оборонгиз, 1961, с. 81—141.
14. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956, 560 с.
15. Артамонов Л. Н. Взлетный вес вертолета. — «Гражданская авиация», 1970, № 11, с. 10—11.
16. Бубнов А. А. Ка-26 в горах. — «Гражданская авиация», 1971, № 12, с. 18.
17. Григорьев И. И. Авторотация соосных вертолетов. — «Гражданская авиация», 1970, № 6, с. 18—19.
18. Камов Н. И. Соосные вертолеты. — «Гражданская авиация», 1968, № 4, с. 18—20.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
Глава I. Основы аэродинамики несущего винта и планера вертолета	5
§ 1. Образование тяги винта	5
§ 2. Аэродинамические силы и основные характеристики винта	9
§ 3. Работа жесткого винта в плоском потоке и установка шарниров	15
§ 4. Работа винта с шарнирным креплением лопастей в плоском потоке	18
§ 5. Работа винта с регулятором взмаха лопастей	21
§ 6. Аэродинамические характеристики планера и располагаемая мощность несущих винтов вертолета	25
Глава II. Балансировка, устойчивость и управляемость	30
§ 1. Общие сведения о равновесии и балансировке вертолета	30
§ 2. Принцип управления соосным вертолетом	32
§ 3. Центровка вертолета	35
§ 4. Расчет коммерческой нагрузки и центровки вертолета	37
§ 5. Балансировка вертолета	44
§ 6. Общая характеристика устойчивости вертолета и ее видов	48
§ 7. Статическая и динамическая устойчивость вертолета	51
§ 8. Основные характеристики управляемости	56
§ 9. Оценка пилотирования вертолетом	60
§ 10. Влияние управления на сближение лопастей	62
Глава III. Висение и вертикальные режимы полета	65
§ 1. Общая характеристика режимов полета	65
§ 2. Тяга несущих винтов на режиме висения	68
§ 3. Особенности пилотирования и маневрирования на режиме висения	73
§ 4. Ограничения на висении и при маневрировании у земли	77
§ 5. Характеристики вертикальных режимов полета	79
§ 6. Особенности выполнения вертикальных режимов полета и летные ограничения	82
Глава IV. Руление и взлет	83
§ 1. Руление вертолета	83
§ 2. Виды взлета и основные взлетные характеристики	85
§ 3. Основные ограничения на взлете	88
§ 4. Особенности выполнения взлета	93
Глава V. Установившийся полет с поступательной скоростью	96
§ 1. Общая характеристика горизонтального полета	96
§ 2. Характерные скорости горизонтального полета	99
§ 3. Особенности пилотирования в режиме горизонтального полета	104

§ 4. Основные летные ограничения горизонтального полета	110
§ 5. Общие характеристики набора высоты и снижения по наклонной траектории с работающими двигателями	113
§ 6. Особенности пилотирования и ограничения при полете по наклонной траектории	118
§ 7. Расходы топлива и подсчет дальности и продолжительности полета	122
§ 8. Характерные крейсерские режимы полета и определение заправки вертолета топливом	126

Глава VI. Криволинейный полет и посадка с работающими двигателями 129

§ 1. Общая характеристика виражей и спиралей	129
§ 2. Особенности выполнения виражей, разворотов, спиралей, скольжения и летные ограничения	131
§ 3. Виды посадки вертолета, основные характеристики и ограничения	134
§ 4. Особенности выполнения посадки	137

Глава VII. Особые случаи в полете 140

§ 1. Отказ в полете одного двигателя	140
§ 2. Отказ в полете двух двигателей	152
§ 3. Отказы в системе управления	169
§ 4. Полеты в условиях обледенения	172
§ 5. Аварийные ситуации при полетах с грузами на внешней подвеске	173
§ 6. Флаттер лопастей несущих винтов	174
§ 7. Срыв потока с лопастей несущих винтов	177
§ 8. Вихревое кольцо	181
§ 9. Перетяжеление несущих винтов	184
§ 10. Земной резонанс	186
Литература	189

Константин Николаевич Лалетин

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА
ВЕРТОЛЕТА Ка-26**

Редактор **И. В. Марьян**
Технический редактор **Т. А. Гусева**
Корректоры **С. М. Лобова** и **С. Б. Назарова**
Обложка художника **Г. П. Казаковцева**

Сдано в набор 13/XII-1973 г. Подписано в печать 21/II-1974 г.
Бумага 60×90¹/₁₆ тип. № 2. Печ. л. 12. Уч.-изд. л. 14,61
Тираж 6000 экз. Т—03866 Изд. № 1к—1—2/17 № 6286
Зак. тип. 3938. Цена 62 коп.
Изд-во «Транспорт», Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома» при Государственном комитете Совета Министров СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли, Хохловский пер., 7.