

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

АВИАЦИЯ ВМФ

ВЕРТОЛЕТ КА-27

Книга I

*Утверждена командующим авиацией ВМФ
в качестве учебного пособия*

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1983

В Учебном пособии изложены основные вопросы практической аэродинамики, конструкции и эксплуатации планера, силовой установки и оборудования изделия.

Пособие предназначено для летного и инженерно-технического состава, изучающего и эксплуатирующего вертолет Ка-27.

В составлении Учебного пособия принимали участие В.Я. Матвеев, К.А. Пархоменко, М.Н. Подковщиков, И.Л. Болотов (разд. I); Б.Я. Матвеев, К.Л. Пархоменко, М.Н. Подковщиков (разд. II); М.Н. Подковщиков, И.В. Везделов, В.В. Гусаров (разд. III); С. В. Печеркин, В. В. Манжалий, Е. П. Лукошин, И. Г. Борганов, П. В. Миролюбов (разд. IV); О.С. Блейчик, В.П. Гоголя, В.В. Довгаленко, А. П. Киянов, А. В. Пирожников (разд. V).

Общая редакция Б. Я. Матвеева.

РАЗДЕЛ I

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

ГЛАВА 1

ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ СООСНОЙ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ

Вертолет соосной схемы обладает рядом преимуществ перед вертолетами других схем:

- наиболее экономичное использование мощности;
- минимальные габариты;
- компактность конструкции;
- высокая весовая отдача;
- отличные управляемость и маневренность.

При выборе схемы корабельного вертолета эти преимущества имеют решающее значение.

§ 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ

Несущая система вертолета включает в себя два несущих винта (НВ) и колонку, которые предназначены для создания подъемной и движущей силы и для управления вертолетом.

Несущие винты, расположенные соосно, вращаются в противоположных направлениях: верхний несущий винт (ВНВ) — по ходу часовой стрелки, нижний несущий винт (ННВ) — против хода часовой стрелки, если смотреть на них сверху.

Каждый из винтов имеет по три лопасти (рис. 1.1), которые крепятся к втулке ВНВ и ННВ с помощью узлов, образующих шарнирную подвеску лопастей, обеспечивающую им возможность совершать маховые движения в двух плоскостях (вертикальной и горизонтальной) и поворачиваться вокруг продольной оси на определенный угол при изменении общего, дифференциального или циклического шага. Горизонтальный шарнир (ГШ) и вертикальный

$$N_{\text{расп}} = N_e - (N_{\text{ред}} + N_{\text{вент}} + N_{\text{агр}} + N_{\text{вх}} + N_{\text{обогр}})$$

где $N_{\text{ред}}$ — потери в редукторе. (4 — 6%);

$N_{\text{ред}}$ — мощность на привод вентилятора (1 — 2%);

$N_{\text{агр}}$ — мощность на привод агрегатов (0,7 — 2%);

$N_{\text{вх}}$ — потери мощности во входных устройствах двигателей (1 — 2%);

$N_{\text{обогр}}$ — мощность на обогрев кабин и отсеков (1 — 3%).

Отношение располагаемой мощности к эффективной называется коэффициентом использования мощности, который для соосных вертолетов с ГТД имеет величину

$$\xi = \frac{N_{\text{расп}}}{N_e} \cong 0.85 \div 0.93$$

Зависимость располагаемой мощности от высоты полета и температуры окружающего воздуха выражается высотными и климатическими характеристиками (рис. 1.30). С изменением скорости полета располагаемая мощность практически остается постоянной.

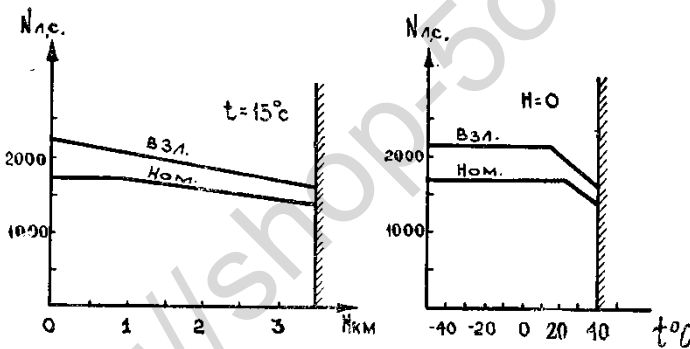


Рис. 1.30. Высотная и климатическая характеристики двигателя

ГЛАВА 2 РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

§1. ВЕРТИКАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ

Вертикальные режимы являются основными расчетными режимами полета вертолета. Однако они являются тяжелыми и неэкономичными, так как условия работы несущих винтов на месте в прямой обдувке ухудшены, что требует большой мощности. Кроме того, на вертикальных режимах

полета ухудшается устойчивость вертолета, ограничивается запас управления в продольном отношении. Поэтому техника пилотирования вертолета на указанных режимах усложнена (особенно при отсутствии автоматической стабилизации) и требует от летчика особого внимания.

Висение

Режимом висения называется полет вертолета при отсутствии перемещения относительно земной или водной поверхности.

Висение выполняется перед каждым полетом для проверки работы силовой установки, управления, определения центровки и возможности взлета по-вертолетному в данных атмосферных условиях. Режим висения часто используется при выполнении поисковых операций.

При висении на вертолет действуют (рис. 2.1):

- сила тяжести G ;
- суммарная тяга ННВ и ВНВ T ;
- вредное сопротивление фюзеляжа $Q_{вр}$;
- подъемная сила стабилизатора $Y_{ст}$

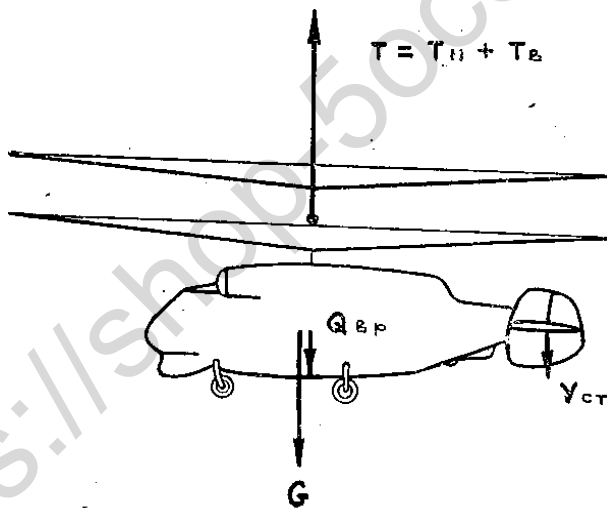


Рис. 2.1. Схема сил на висении

Если силами $Q_{вр}$ и $Y_{ст}$ пренебречь из-за их сравнительно небольшой величины, то для установившегося висения необходимо, чтобы суммарная тяга винтов уравнивала силу тяжести и сумма моментов относительно каждой из осей вертолета была равна нулю:

$$T = G; \quad \sum M_x = 0; \quad \sum M_y = 0; \quad \sum M_z = 0;$$

Такого соотношения сил и моментов летчик добивается балансировочным отклонением органов управления.

Потребная и располагаемая мощности на висении

Потребная мощность для висения — мощность, необходимая для создания винтами тяги, уравновешивающей силу тяжести вертолета. Эта мощность состоит из индуктивной и профильной мощностей:

$$N_{\text{п вис}} = N_{\text{инд}} + N_{\text{пр}}$$

Так как $N_{\text{инд}} = \frac{Tv'_1}{75}$ (гл. 1, § 10), а $v'_{1\text{ вис}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F_{\text{ом}}}}$

(гл. 1, § 3), то при $T = G$

$$N_{\text{инд}} = \frac{G}{75} \sqrt{\frac{G}{2\rho F_{\text{ом}}}}$$

Таким образом, на висении индуктивная мощность зависит от массы вертолета и атмосферных условий. С увеличением высоты висения и массы вертолета $N_{\text{инд}}$ возрастает, так как для создания тяги на большей высоте при большей массе потребуются больший шаг несущих винтов. По этой же причине возрастает $N_{\text{пр}}$, так как с увеличением шага увеличивается профильное сопротивление.

Располагаемая мощность на висении — это мощность, заданная двигателям и подводимая к несущим винтам с учетом потерь. Располагаемая мощность (рис. 2.2) с увеличением высоты уменьшается.

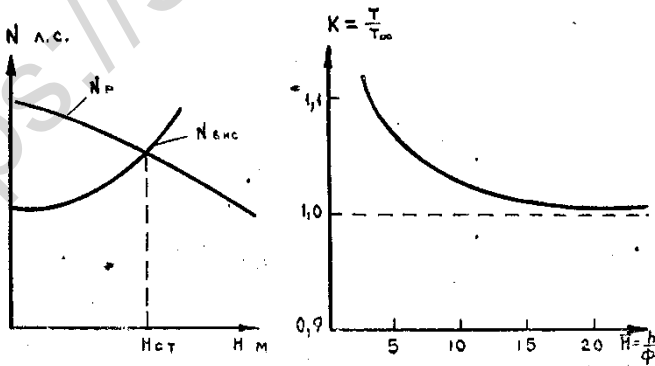


Рис. 2.2. Изменение потребной и располагаемой мощностей в зависимости от высоты висения

При планировании на скоростях более 200 км/ч вертикальная скорость $V \leq 8$ м/с, так как в процессе снижения

на больших вертикальных скоростях не обеспечивается переход на авторотацию в допустимом диапазоне приборных скоростей.

Развороты на планировании выполнять с креном не более 20° , так как при больших кренах может произойти «проваливание» вертолета.

ГЛАВА 3 ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

§ 1. РУЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

Руление разрешается производить по ровной и твердой поверхности со скоростью до 15 км/ч. Движение вертолета осуществляется за счет наклона тяги несущих винтов вперед через автоматы перекоса ручкой ППУ (рис. 3.1). Наклон тяги образует горизонтальную составляющую T_x , которая при рулении вертолета преодолевает лобовое сопротивление фюзеляжа и силы трения колес шасси. Для устойчивого движения необходимо, чтобы вертикальная составляющая тяги T_y была меньше массы вертолета. Таким образом, при прямолинейном, равномерном и устойчивом рулении необходимо, чтобы:

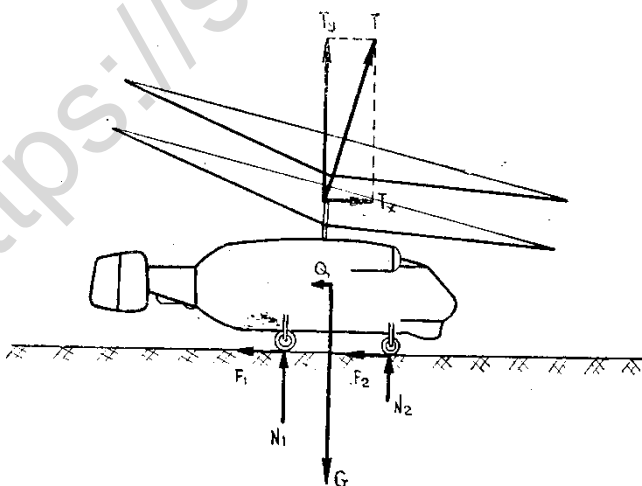


Рис. 3.1. Схема сил при рулении вертолета

$$T_x = Q + F_{1тр} + F_{2тр}$$

$$T_y \ll G;$$

$$M_{рв} = M_{рн}.$$

Страгивание вертолета и руление осуществляются отклонением рычага общего шага вверх и плавным отклонением вперед ручки ППУ. Общий шаг при рулении рекомендуется держать постоянным в пределах $3 - 5^\circ$. Скорость руления определяется командиром экипажа в зависимости от условий.

Развороты на рулении выполняются плавным отклонением педалей, при этом не допускаются развороты на повышенной скорости радиусом менее 10 м, так как вертолет может опрокинуться. Кроме того, недопустимы руление назад и развороты на месте относительно одного колеса, так как в первом случае возможен удар лопастями ННВ об элементы хвостовой части фюзеляжа и оперения, а во втором — повреждение элементов конструкции стоек шасси.

Руление может выполняться при скорости ветра не более 20 м/с, при большей скорости ветра производится буксировка вертолета. Во всех случаях, когда из-за состояния грунта невозможно выполнять руление (потребный шаг более 8°), производится подлет.

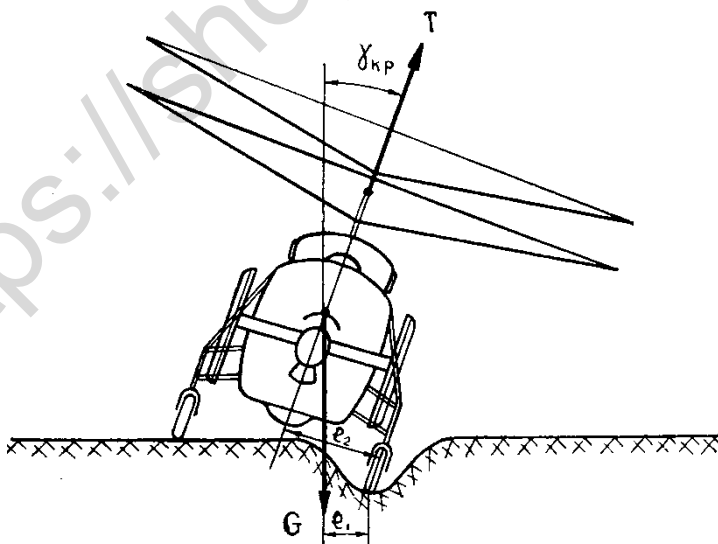


Рис. 3.2. Условия опрокидывания вертолета на рулении

Руление на вертолете имеет ряд особенностей. При неровностях грунта могут возникнуть боковые толчки, которые вызовут накренение вертолета, при этом сила тяги несущих винтов создаст момент в сторону увеличения крена, а сила тяжести — в сторону уменьшения крена (рис. 3.2). При достижении критического угла крена $\gamma_{кр}$ кренящий момент от тяги винтов будет равен моменту от массы вертолета $Tl_1 = Gl_1$. В этом случае вертолет будет находиться в состоянии безразличного равновесия и при небольшом превышении кренящего момента от тяги будет продолжать увеличивать крен и опрокинется па бок, если не принять срочных мер. Поэтому при появлении даже незначительного крена необходимо отклонить ручку ППУ против крена и уменьшить общий шаг несущих винтов до минимального. При этом момент силы тяги станет меньше момента силы тяжести, и вертолет восстановит нарушенное равновесие.

Земной резонанс

При допущении ошибок при рулении, взлете, посадке и опробовании двигателей могут создаться условия для возникновения поперечных колебаний вертолета типа «земной резонанс».

Земной резонанс — это взаимодействие двух колеблющихся систем: несущей системы и вертолета на шасси.

Причинами земного резонанса (рис. 3.3) могут явиться неправильная посадка, руление на большом шаге, чрезмерное увеличение шага при опробовании двигателей, дисбаланс лопастей НВ и др. В таких ситуациях лопасти НВ могут оказаться в положении, при котором угол между ними будет отличен от 120° . Поэтому общий центр тяжести лопастей смещается от оси вращения винта и на втулке винта появляется неуравновешенная центробежная сила, которая вызывает колебания несущей системы при вращении лопастей (рис. 3.3). Частота этих колебаний может совпасть с частотой собственных колебаний вертолета на шасси, что приведет к раскачке. Раскачка вертолета способствует еще большему движению лопастей относительно вертикальных шарниров, росту неуравновешенной центробежной силы, прогрессированию колебаний, что в конечном счете ведет к разрушению втулок несущих винтов, разрушению лопастей и опрокидыванию вертолета.

Когда обороты несущих винтов небольшие, то колебания от несущей системы демпфируются амортизаторами,

ГЛАВА 4

МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

На вертолете выполняются фигуры пилотажа в горизонтальной и вертикальной плоскостях. К основным маневрам и фигурам, выполняемым на вертолете, относятся развороты на висении, разгон и торможение, виражи, спирали, горки.

Вертолеты с несущими винтами соосной схемы имеют лучшие маневренные характеристики, чем вертолеты с хвостовым винтом.

§ 1. МАНЕВРЫ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

В горизонтальной плоскости выполняются развороты на висении, разгон и торможение, виражи и развороты.

Развороты на висении

Развороты на висении выполняются отклонением педалей. При этом высота выдерживается ручкой общего шага, а стремление к перемещению парируется ручкой ППУ. Для прекращения разворота необходимо за $10 - 5^\circ$ до выбранного направления отклонить противоположную педаль и, когда разворот прекратится, поставить педали нейтрально.

Висение обычно выполняется против ветра, так как при этом вертолет обладает путевой устойчивостью.

Разгон и торможение

Условиями выполнения разгона и торможения являются постоянство высоты, курса и отсутствие боковых смещений. Увеличение и уменьшение скорости при маневре должны быть равномерными. Взаимодействие сил на разгоне показано на рис. 4.1. Основные управления движения при разгоне:

$$T_y = G \quad (\text{условие } H = \text{const});$$

$$T_x = \frac{G}{g} j + Q_{\text{вр}} \quad (\text{условие разгона});$$

$$M_{\text{рв}} = M_{\text{рн}} \quad (\text{условие путевой балансировки})$$

Из уравнений видно, что интенсивность разгона и торможения в основном зависит от тяги несущих винтов.

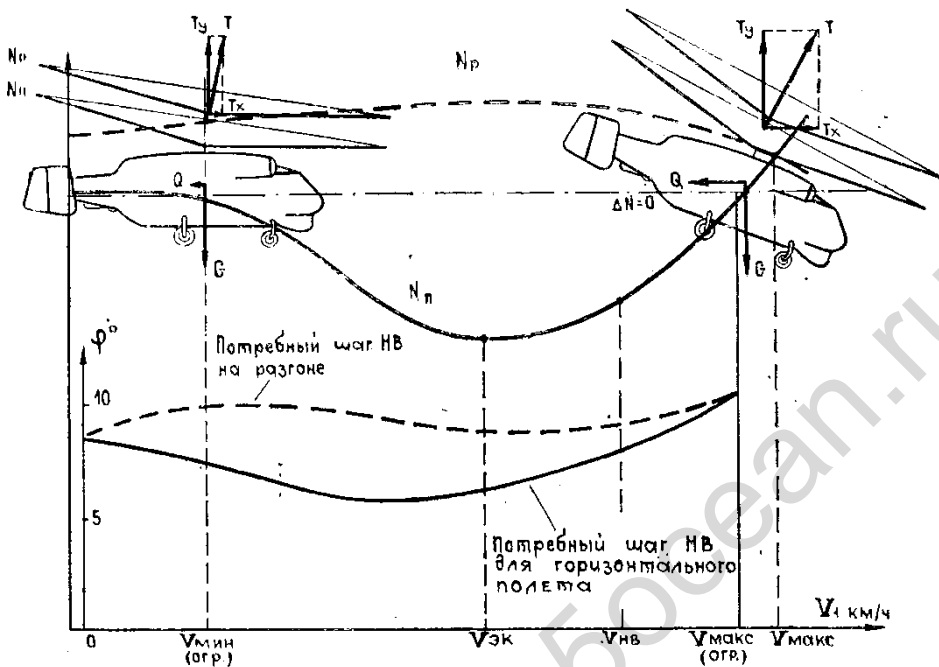


Рис. 4.1. Разгон вертолета в горизонтальном полете

При разгоне вертолета с режима висения необходимо одновременно с отклонением ручки ППУ вперед увеличивать шаг несущих винтов для сохранения равенства $T_y = G$. Увеличение скорости до $V_{эк}$ сопровождается тенденцией к набору высоты, так как ΔH увеличивается, поэтому для сохранения высоты требуется увеличивать отклонение ручки ППУ вперед или несколько уменьшать шаг несущих винтов. Дальнейший разгон вертолета от $V_{эк}$ до $V_{макс}$ требует увеличения тяги и доведения ее до максимального значения. Необходимо учитывать, что при разгоне на малой высоте при имеющейся тяговооруженности можно превысить ограничение максимальной скорости по флаттеру, а на высоте — скорость по указателю предельных скоростей.

Выраж (рис. 4.2)

Правильным виражом называется полет вертолета по окружности в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью без скольжения. При наличии скольжения и при изменениях скорости полета получается неправильный

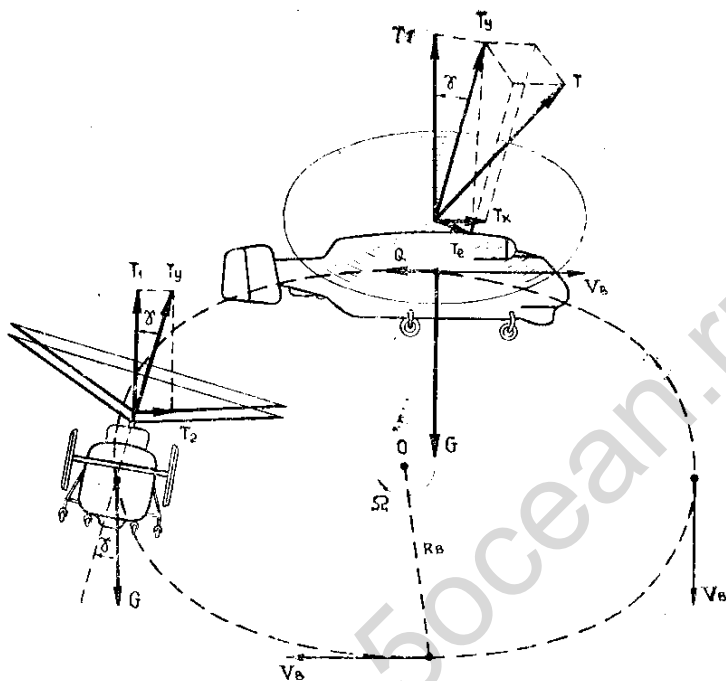


Рис. 4.2. Схема сил при выполнении виража

виража. Условиями выполнения правильного виража будут следующие уравнения движений:

$$T_1 = G \quad (\text{условие } H = \text{const}); \quad (1)$$

$$T_x = Q_{\text{вп}} \quad (\text{условие } V = \text{const}); \quad (2)$$

$$T_2 = m j_{\text{цб}} = \frac{G}{g} \frac{V_{\text{в}}^2}{R_{\text{в}}} \quad (\text{условие } R_{\text{в}} = \text{const}), \quad (3)$$

где T_1 — вертикальная составляющая суммарной тяги несущих винтов в связанной системе координат;

T_2 — горизонтальная составляющая суммарной боковой силы T_z в связанной системе координат.

Из уравнения (3) видно, что при выполнении виража на вертолет и экипаж действует центробежная сила, которая является причиной соответствующего ускорения, а следовательно, и перегрузки. Учитывая условие (1), можно определить перегрузку:

$$n_y = \frac{T_y}{G} = \frac{T_1}{\cos \gamma G}, \quad \text{т. е. } n_y = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Следовательно, перегрузка на вираже зависит только от угла крена. Из уравнения находим радиус виража и время его выполнения:

$$R_B = \frac{G V_B^2}{g T_2}, \quad T_2 = G t g \gamma, \quad \text{поэтому } R_B = \frac{V_B^2}{g t g \gamma}.$$

Радиус виража зависит от скорости на вираже и угла крена. Так как вираж есть полет по замкнутой окружности, то

$$t_B = \frac{2\pi R_B}{V_B} = \frac{2\pi V_B}{g t g \gamma} = 0,64 \frac{V_B}{t g \gamma}.$$

При выполнении виража без скольжения необходимо давать ногу для создания угловой скорости ω_y , равной угловой скорости движения по окружности. На вертолете с несущими винтами соосной схемы потребная угловая скорость создается вследствие дифференциального изменения шага и отклонения рулей, причем доля изменения дифференциального шага тем больше, чем меньше скорость полета. Известно (гл. 1, § 7), что на малых скоростях полета ($V = 50 - 60$ км/ч) несущие винты имеют слева по полету максимальное сближение. При выполнении маневров на малых скоростях, когда мал запас по сближению лопастей, при изменении дифференциального шага (особенно при даче правой педали) происходит еще большее сближение. Выполнение правого разворота или резкое устранение правого скольжения (дача правой ноги) увеличивает шаг ННВ, следовательно, увеличивается угол взмаха $\beta_{\text{ННВ}}$ и уменьшается шаг ВНВ, т. е. уменьшается $\beta_{\text{ВНВ}}$, что приводит к увеличению сближения лопастей

$$\Delta\beta = \beta_{\text{ВНВ}} - \beta_{\text{ННВ}}$$

Следовательно, на малых скоростях полета маневры с большим и резким отклонением правой педали нежелательны, так как при этом уменьшается запас по сближению лопастей и увеличивается опасность их сдвистывания.

При выполнении виражей и разворотов для сохранения высоты и создания перегрузки требуется значительное увеличение общего шага. Для обеспечения достаточного запаса по шагу и мощности, а следовательно, и повышения

РАЗДЕЛ I ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА	3
ГЛАВА 1 ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ СООСНОЙ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ.....	3
§ 1. Общая характеристика несущей системы	3
§ 2. Параметры, определяющие характеристики несущих винтов	4
§ 3. Особенности работы винтов соосной схемы	9
§ 4. Работа несущих винтов при осевом обтекании	12
§ 5. Работа несущих винтов при косом обтекании.....	15
§ 6. Маховые движения лопастей	20
§ 7. Сближение лопастей	25
§ 8. Аэродинамические силы винтов.....	27
§ 9. Аэродинамическая компоновка вертолета.....	31
§ 10. Потребная и располагаемая мощности	33
ГЛАВА 2 РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА	37
§ 1. Вертикальные режимы.....	37
§ 2. Набор высоты с поступательной скоростью.....	48
§ 3. Горизонтальный полет вертолета.....	52
§ 4. Снижение с поступательной скоростью	62
ГЛАВА 3 ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	65
§ 1. Руление вертолета.....	65
§ 2. Взлет вертолета	69
§ 3. Посадка вертолета	76
ГЛАВА 4 МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА	80
§ 1. Маневры в горизонтальной плоскости.....	80
§ 2. Маневры в вертикальной плоскости.....	84
ГЛАВА 5 БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА.	89
§ 1. Продольная балансировка.....	89
§ 2. Поперечная балансировка	92
§ 3. Путевая балансировка.....	94
§ 4. Устойчивость и управляемость вертолета	95
ГЛАВА 6 ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА.....	102
§ 1. Общие сведения	102
§ 2. Часовой расход топлива	104
§ 3. Километровый расход топлива (рис. 6.4)	106
ГЛАВА 7 ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ.....	108
§ 1. Полет с одним работающим двигателем	108
§ 2. Посадка вертолета с одним работающим двигателем.....	111
§ 3. Планирование и посадка при неработающих двигателях	114

РАЗДЕЛ II КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТА	123
ГЛАВА 8 ФЮЗЕЛЯЖ.....	123
§ 1. Передняя часть фюзеляжа.....	123
§ 2. Хвостовая часть фюзеляжа.....	137
§ 3. Хвостовое оперение	138
§ 4. Гондола силовой установки.....	139
§ 5. Крепление силовой установки.....	140
ГЛАВА 9 ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА	141
§ 1. Переднее шасси	141
§ 2. Основное шасси	145
§ 3. Пневмосистема и аварийные баллонеты.....	149
ГЛАВА 10 НЕСУЩАЯ СИСТЕМА ВЕРТОЛЕТА	152
§ 1. Колонка несущих винтов.....	153
§ 2. Несущие винты.....	159
ГЛАВА 11 УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТОМ И ДВИГАТЕЛЯМИ	161
§ 1. Система продольно-поперечного управления.....	162
§ 2. Система путевого управления	167
§ 3. Система управления общим шагом	169
§ 4. Управление двигателями	171
§ 5. Система управления тормозом несущих винтов.....	175
ГЛАВА 12 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ВЕРТОЛЕТА	176
§ 1. Общие сведения и основные данные	176
§ 2. Устройство и работа основной гидросистемы	177
§ 3. Устройство и работа дублирующей гидросистемы.....	182
§ 4. Устройство и работа вспомогательной гидросистемы	183
§ 5. Система наддува гидробаков	185
§ 6. Сигнализация и управление работой гидросистемы	186
§ 7. Действия при отказе гидросистемы	188
ГЛАВА 13 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ВЕРТОЛЕТА.....	189
§ 1. Общие сведения и основные данные	189
§ 2. Устройство системы топливопитания	192
§ 3. Работа системы топливопитания.....	197
§ 4. Система централизованной заправки	199
§ 5. Управление системой и контроль ее работы	201
§ 6. Действия летчика при отказах системы топливопитания.....	202
ГЛАВА 14 ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	203
§ 1. Общие сведения и основные данные	203
§ 2. Работа противопожарной системы	206
§ 3. Проверка системы перед полетом	207
§ 4. Действия экипажа при возникновении пожара на вертолете	208
ГЛАВА 15 СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ, ПРОТИВООБЛЕДНИТЕЛЬ НАЯ СИСТЕМА	209
§ 1. Общая характеристика систем обогрева и вентиляции.....	209

§ 2. Назначение и основные данные агрегатов системы обогрева и вентиляции.....	210
§ 3. Устройство и работа линий, питаемых от правого двигателя.....	212
§ 4. Устройство и работа линий, питаемых от левого двигателя.....	215
§ 5. Противообледенительная система.....	216
РАЗДЕЛ III СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ВЕРТОЛЕТА	220
ГЛАВА 16 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.....	220
§ 1. Общая характеристика и основные данные.....	220
§ 2. Устройство двигателя (рис. 16.1)	224
§ 3. Редуктор вр-252 (рис. 16.3)	228
ГЛАВА 17 СИСТЕМЫ ТОПЛИВО- И МАСЛОПИТАНИЯ	230
§ 1. Масляная система двигателя (рис. 17.1).....	230
§ 2. Топливная система двигателя (рис. 17.2*)	233
ГЛАВА 18 СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ (РИС. 18.1)	240
§ 1. Двигатель ай-9	240
§ 2. Воздушный стартер св-78	245
§ 3. Работа системы запуска двигателя твз-117км	245
ГЛАВА 19 ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	247
§ 1. Особенности эксплуатации бортовой установки ай-9	247
§ 2. Особенности эксплуатации двигателя твз-117км	247
РАЗДЕЛ IV АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	250
ГЛАВА 20 СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ	250
§ 1. Система электроснабжения переменного трехфазного тока 200/115 в 400 (гц.....	250
§ 2. Система электроснабжения переменного трехфазного тока 36 в 400 гц.....	255
§ 3. Система электроснабжения постоянного тока.....	257
§ 4. Наземное электропитание вертолета.....	261
§ 5. Работа бортовой электросети вертолета при отказах генераторов переменного тока.....	261
ГЛАВА 21 ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ	262
§ 1. Противообледенительная система вертолета.....	262
§ 2. Светотехническое оборудование.....	265
ГЛАВА 22 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ	269
§ 1. Манометрические и барометрические приборы (рис. 22.1)	269
§ 2. Гироскопические приборы.....	272
§ 3. Автономные приборы	279
ГЛАВА 23 ПИЛОТАЖНЫЙ КОМПЛЕКС ВЕРТОЛЕТА ПКВ-252-1.....	280
§ 1. Общая характеристика пкв-252-1	280
§ 2. Автопилот вуап-1	284
§ 3. Характеристика приборов пкв-252-1	286

§ 4. Режимы работы пкв-252-1.....	291
ГЛАВА 24 МАЛОГАБАРИТНЫЙ БОРТОВОЙ РЕГИСТРАТОР ПАРАМЕТРОВ	
«ТЕСТЕР-УЗ»	298
РАЗДЕЛ V РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	304
ГЛАВА 25 РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА	304
§ 1. Аппаратура внутренней связи и коммутации авск (п510 «знак»)	304
§ 2. Радиостанция р-863.....	310
§ 3. Радиостанция р-864.....	313
§ 4. Самолетный магнитофон мс-616.....	316
§ 5. Аварийный радиобуй «призыв-м».....	317
ГЛАВА 26 РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА.	
НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС НКВ-252	320
§ 1. «привод-св — борт».....	320
§ 2. Доплеровский измеритель скорости и угла сноса дисс-32.....	336
§ 3. Автоматический радиокompас арк-19	340
§ 4. Радиовысотомер а-036.....	345
§ 5. Навигационный комплекс (нкв-252	348
ГЛАВА 27 РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА	365
§ 1. Самолетный радиолокационный ответчик срo-2.....	365

<https://shop-5ocean.ru>

интернет-магазин «Пятый океан» тел.: +79272105082; +79179505082; e-mail: info@shop-5ocean.ru