

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ
ВОЕННЫЙ УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ ЦЕНТР ВОЕННО-ВОЗДУШНЫХ СИЛ
«ВОЕННО-ВОЗДУШНАЯ АКАДЕМИЯ ИМЕНИ ПРОФЕССОРА
Н.Е. ЖУКОВСКОГО И Ю.А. ГАГАРИНА»
(ФИЛИАЛ, Г.СЫЗРАНЬ, САМАРСКАЯ ОБЛАСТЬ)

С.П. Петровский, В.А. Джаксбаев

**ПРАКТИЧЕСКАЯ
АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА
Ми-8Т(МТ)**

Учебное пособие

В двух частях

Часть 1

Сызрань 2016

УДК 629.7
ББК 39,5; 39, 6
П 30

Рецензенты:

кандидат технических наук, доцент заведующий кафедрой «Летная эксплуатация воздушных судов и безопасность полетов» Ульяновского высшего авиационного училища гражданской авиации *В.Д.Задорожный*;

кандидат технических наук, доцент 6 кафедры аэродинамики и динамики полета ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (филиал, г.Сызрань, Самарская область) подполковник *В.Полухтов*;

доцент, кандидат технических наук доцент кафедры технической механики Самарского государственного технического университета *Ю.Онушкин*

Петровский, С.П.

П 30 Практическая аэродинамика вертолета Ми-8Т(МТ): учеб. пособие: в 2 ч. 4.1/
С.П. Петровский, В.А. Джаксбаев. – Сызрань: ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (филиал, г.Сызрань, Самарская область), 2016. – 122 с.; ил.

Учебное пособие разработано на основании квалификационных требований к военно-профессиональной подготовке выпускников по специальностям 160503, 161002 (по военной специальности «Применение подразделений Армейской авиации») и учебной программе дисциплины «Практическая аэродинамика», изучаемой в Сызранском филиале ВУНЦ ВВС «ВВА». Может быть использовано также летным и инженерно-техническим составом авиационных частей.

УДК 629.7
ББК 39,5; 39,6

© Петровский С.П., Джаксбаев В.А., 2016
© Военный учебно-научный центр
Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (филиал, г. Сызрань, Самарская обл.), 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные условные обозначения	5
Сокращения.....	8
Предисловие.....	9
Введение.....	10
Глава 1 Основные характеристики и особенности аэродинамики вертолета	11
1.1 Общая характеристика вертолета	11
1.2 Аэродинамическая компоновка вертолета и характеристики основных частей вертолета МИ-8Т(МТ).....	11
Несущий винт	12
Основные геометрические и аэродинамические характеристики несущего винта	12
Рулевой винт	15
Основные данные рулевого винта	17
Фюзеляж.....	19
Стабилизатор	20
Киль	20
1.3 Основные системы координат. углы, определяющие положение вертолета в пространстве..	21
1.3.1 Нормальная земная и нормальная системы координат	21
1.3.2 Связанная система координат ($OXYZ$).....	21
1.3.3 Скоростная система координат ($Ox_aY_aZ_a$)	22
1.3.4 Траекторная система координат ($Ox_kY_kZ_k$).....	23
1.4 Силы и моменты, действующие на вертолет в полете	23
1.4.1 Методика построения схемы сил и моментов, действующих на вертолет.....	25
1.5 Уравнения движения вертолета	28
1.6 Перегрузка. Уравнения движения в перегрузках	30
1.7 Располагаемая и допустимая перегрузки	32
Глава 2 Равновесие, устойчивость и управляемость вертолета.....	35
2.1 Понятие равновесия вертолета, общие условия равновесия.....	35
2.2 Центровка вертолета	35
2.2.1 Методика расчета продольной центровки при изменении загрузки	36
2.3 Продольное равновесие	37
2.3.1 Условия продольного равновесия вертолета.....	37
2.3.2 Балансировочный угол.....	37
2.3.3 Балансировочные кривые	39
2.3.4 Влияние стабилизатора.....	40
2.3.5 Влияние продольной центровки	43
2.4 Боковое равновесие	44
2.4.1 Условия бокового равновесия.....	44
2.4.2 Боковое равновесие без скольжения (с креном).....	49
2.4.3 Боковое равновесие вертолета со скольжением.....	50
2.5 Демпфирование. Демпфирующие свойства вертолета	54
2.6 Устойчивость вертолета	55
2.6.1 Продольная статическая устойчивость	56
2.6.2 Боковая статическая устойчивость	60
2.6.3 Динамическая устойчивость вертолета.....	63
2.7 Управляемость вертолета	66
2.8 Применение автоматических устройств в системах управления вертолетами.....	67
Глава 3 Горизонтальный полет вертолета	71
3.1 Продольная и боковая балансировка вертолета в горизонтальном полете	71
3.2 Потребные тяга НВ и мощность для горизонтального полета	72
3.2.1 Располагаемая и потребная тяги НВ в горизонтальном полете.....	72
3.2.3 Располагаемая и потребная мощность горизонтального полета	76

3.3 Кривые Н.Е. Жуковского и их изменение в зависимости от эксплуатационных факторов ...	79
3.4 Диапазон скоростей и высот горизонтального полета	82
3.4.1 Порядок построения теоретического диапазона высот и скоростей горизонтального полета	83
3.4.2 Эксплуатационный (практический) диапазон высот и скоростей горизонтального полета	84
3.5 Первый и второй режимы горизонтального полета	85
3.6 Возможность горизонтального полета с одним работающим двигателем.....	87
3.7 Условия и особенности выполнения горизонтального полета.....	88
Глава 4 Набор высоты и снижение вертолета по наклонной траектории	90
4.1 Балансировка вертолета в установившемся наборе высоты по наклонной траектории	90
4.2 Тяга несущего винта и мощность, потребные для наклонного набора высоты	93
4.3 Характеристики установившегося набора высоты	94
4.4 Условия и особенности выполнения набора высоты	96
4.5 Балансировка вертолета при установившемся наклонном снижении	97
4.6 Тяга и мощность, потребные для наклонного снижения	99
4.7 Характеристики установившегося наклонного снижения	100
4.8 Условия и особенности выполнения снижения по наклонной траектории	102
Глава 5 Режимы вертикального полета вертолета	103
5.1 Балансировка вертолета на режиме висения	103
5.2 Потребные и располагаемые тяги и мощности на режиме висения	104
5.2.1 Потребная и располагаемая тяги НВ на режиме висения	104
5.2.2 Потребная и располагаемая мощности на режиме висения	106
5.2.3 Определение предельного взлетного веса и статического потолка вертолета по номограммам	107
5.3 Вертикальный подъем вертолета.....	113
5.3.1 Балансировка вертолета	113
5.3.2 Потребные тяга и мощность для вертикального подъема	114
5.3.3 График скороподъемности, барограмма подъема	114
5.3.4 Условия и особенности выполнения вертикального подъема.....	115
5.4 ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ.....	116
5.4.1 Балансировка вертолета	116
5.4.2 Тяга и мощность, потребные для вертикального снижения.....	116
5.4.3 Режим «вихревого кольца»	117
5.4.4 Условия и особенности выполнения вертикального снижения	117
Библиографический список	229

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$O_0X_gY_gZ_g$	– нормальная земная система координат
$OX_gY_gZ_g$	– нормальная система координат
$OXYZ$	– связанная система координат
OX	– продольная ось
OY	– нормальная ось
OZ	– поперечная ось
$OX_aY_aZ_a$	– скоростная система координат
OX_a	– скоростная ось
OY_a	– ось подъемной силы
OZ_a	– боковая ось
$OX_kY_kZ_k$	– траекторная система координат
α	– угол атаки профиля
β	– угол скольжения
ψ	– угол рыскания
ϑ	– угол тангажа
γ	– угол крена
θ	– угол наклона траектории
V	– воздушная скорость вертолета
ω	– угловая скорость вращения вертолета
ωR	– окружная скорость вращения лопасти
ω_x	– угловая скорость крена
ω_y	– угловая скорость рыскания
ω_z	– угловая скорость тангажа
m	– масса летательного аппарата
J_x	– момент инерции относительно оси OX
J_y	– момент инерции относительно оси OY
J_z	– момент инерции относительно оси OZ
$\alpha(x)$	– угол продольного отклонения автомата перекоса
η	– угол поперечного отклонения автомата перекоса
$\varphi_{\text{ош}}$	– общий шаг винта
$T_{\text{нв}}(T)$	– сила тяги несущего винта
T_x	– продольная составляющая силы тяги НВ
T_y	– нормальная составляющая силы тяги НВ
T_z	– поперечная составляющая силы тяги НВ
T_{x_a}	– составляющая силы тяги в скоростной системе координат (по оси OX_a)
T_{y_a}	– составляющая силы тяги в скоростной системе координат (по оси OY_a)
T_{z_a}	– составляющая силы тяги в скоростной системе координат (по оси OZ_a)
\bar{n}	– перегрузка
n_x	– продольная перегрузка
n_y	– нормальная перегрузка
n_z	– поперечная перегрузка
n_{x_a}	– тангенциальная перегрузка
n_{y_a}	– нормальная скоростная перегрузка
n_{z_a}	– боковая перегрузка
C_x	– коэффициент продольной силы
C_y	– коэффициент нормальной силы
C_z	– коэффициент поперечной силы
C_{x_a}	– коэффициент лобового сопротивления
C_{y_a}	– коэффициент подъемной силы
C_{z_a}	– коэффициент боковой силы

C_T	– коэффициент тяги
$m_{кр}$	– коэффициент крутящего момента
σ	– коэффициент заполнения
μ	– коэффициент режима работы несущего винта
$F_{нв}$	– площадь несущего винта
S	– площадь (стабилизатора, вертикального оперения)
b	– хорда лопасти
ψ_L	– угол азимутального положения лопасти
\bar{c}	– относительная толщина профиля
$q = \frac{\rho V^2}{2}$	– скоростной напор
a	– скорость звука
M	– число Маха
K	– качество (профиля, винта, летательного аппарата в целом)
P_0	– статическое давление
ρ	– плотность воздуха
v_1	– средняя индуктивная скорость в плоскости диска несущего винта
V_y	– осевая составляющая воздушной скорости
V_x	– тангенциальная составляющая воздушной скорости
α_H	– угол атаки несущего винта
α_f	– угол атаки фюзеляжа
ω_H	– угловая скорость вращения несущего винта
Y_a	– подъемная сила фюзеляжа, стабилизатора
X_a	– лобовое сопротивление фюзеляжа, стабилизатора
r_3	– расстояние от оси вращения винта до среднего сечения элемента лопасти
R_3	– полная аэродинамическая сила элемента лопасти
R	– радиус несущего винта
$S_{мид}$	– площадь миделя фюзеляжа, стабилизатора
$T_{рв}$	– сила тяги рулевого винта
$T_{п}$	– необходимая для конкретного режима полета сила тяги несущего винта
$T_{р}$	– располагаемая сила тяги несущего винта
$N_{п}$	– мощность силовой установки, необходимая для обеспечения конкретного режима полета
$N_{р}$	– максимальная мощность, подводимая к несущему винту
ε	– конструктивный угол наклона вала несущего винта вперед
ε_c	– угол скоса потока
C_e	– удельный расход топлива
x_T	– продольная центровка
y_T	– вертикальная центровка
z_T	– боковая центровка
G	– вес вертолета
$X_{вр}$	– вредное сопротивление фюзеляжа
$F_{цб}$	– центробежные силы, действующие на лопасти при их вращении
$M_{вт}$	– момент втулки, суммарный момент на втулке несущего винта, возникающий от упругих, инерционных и кориолисовых сил
$M_{р нв}$	– реактивный момент несущего винта
$M_{р рв}$	– реактивный момент рулевого винта
D_1, D_2	– передаточные числа, связывающие углы отклонения тарелки автомата перекоса с отклонением тяги несущего винта
δ_B	– искусственный завал конуса несущего винта
a_1	– продольный естественный завал конуса несущего винта
b_1	– поперечный естественный завал конуса несущего винта

$V_{пр}$	– приборная скорость вертолета
$V_{ист} (V_{пут})$	– скорость вертолета относительно земли
H	– высота полета
t	– время полета
$l_{эгрш}$	– расстояние между эквивалентными горизонтальными шарнирами
g	– ускорение свободного падения
$M_{гир}$	– момент гироскопический
N_e	– мощность, снимаемая с вала свободной турбины
N_{e0}	– мощность, снимаемая с вала свободной турбины двигателя при стандартных условиях
N_i	– индуктивная потребная мощность
$N_{пр}$	– профильная потребная мощность
$N_{дв}$	– потребная мощность движения
η_o	– относительный коэффициент полезного действия несущего винта
ξ_m	– коэффициент использования мощности силовой установки
$t_{нар.в}$	– температура наружного воздуха
ΔN	– избыток мощности
M_{YPCNB}	– аэродинамический момент рысканья на режиме самовращения несущего винта
V_y	– вертикальная скорость
$V_{пл}$	– скорость планирования по наклонной траектории
$V_{эк}$	– экономическая скорость полета
$V_{не}$	– непревышаемая скорость полета
$V_{кр}$	– крейсерская скорость полета
q	– километровый расход топлива
$Q_{ч}$	– часовой расход топлива
L	– дальность полета
V_{Lmax}	– скорость максимальной дальности полета
V_{tmax}	– скорость максимальной продолжительности полета
$n_{нв}$	– обороты несущего винта
$n_{ст}$	– обороты свободной турбины
π_k	– степень сжатия воздуха турбокомпрессором
δ_z	– угол между проекцией $T_{нв}$ на плоскость симметрии вертолета и осью вала несущего винта
δ_x	– угол между $T_{нв}$ и ее проекцией на плоскость симметрии вертолета

СОКРАЩЕНИЯ

АП	- автомат перекоса
АПЛ	- автопилот
АЗС	- автомат защиты сети
АРК	- автоматический радиокompас
БИСК	- бортовая информационная система контроля
БПРМ	- ближняя проводная радиостанция (радиомаяк)
ВП	- воздушная подушка
ВК	- вихревое кольцо
ВМЦ	- высотомер цифровой
ГП	- горизонтальный полет
ГШ	- горизонтальный шарнир
ГТД	- газотурбинный двигатель
ДПРМ	- дальняя приводная радиостанция (радиомаяк)
ЗК	- задатчик курса
ЗМГ	- земной малый газ
ИКМ	- измеритель крутящего момента
КСУ	- комплексная система управления
КПД	- коэффициент полезного действия
МСА	- международная стандартная атмосфера
НВ	- несущий винт
НР	- насос-регулятор
ОНД	- один неработающий двигатель
ОНДП	- один неработающий двигатель, продолжительный режим
ОПВР	- особые правила визуального полета
ОШ	- общий шаг винта
ПМГ	- полетный малый газ
ПВП	- правила визуальных полетов
ПУ	- пульт управления
ПВД	- приемник воздушного давления
РВ	- рулевой винт
РСНВ	- режим самовращения несущего винта
РАП	- разъем аэродромного питания
РЛЭ	- руководство по летной эксплуатации
РУД	- рычаг управления двигателем
РЦШ	- рычаг циклического шага
РОШ	- рычаг общего шага
РРУ	- рычаг ручного управления
САУ	- система автоматического управления
СГФ	- строительная горизонталь фюзеляжа
ТПРП	- точка принятия решения на посадку

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время вертолеты получили широкое распространение, расширился круг задач, возлагаемых на них, повысились требования к безопасности полетов.

Поэтому все время остается актуальной необходимость изучения практической аэродинамики вертолета, основанной на динамике полета и позволяющей в результате анализа различных видов и режимов полетов обосновывать правильные действия летчика.

В учебном пособии рассмотрены аэродинамические характеристики вертолета Ми-8Т в целом, а также основных его элементов как на установившихся режимах полета с постоянными значениями скорости поступательного и вращательного движения, так и характеристики движения вертолета на неустановившихся переходных режимах, в том числе при предельных и критических режимах полета.

Большая часть пособия посвящена особенностям аэродинамики вертолета при нормальной работе силовой установки вертолета и его систем. Особое внимание уделено отказам одного и двух двигателей, системе путевого управления, то есть режимам и условиям, при которых еще возможно достижение летных характеристик, установленных Нормами летной годности. Также приведены результаты поиска рациональных траекторий и методов пилотирования вертолета как на основных, так и предельных режимах, даны обоснованные пояснения к основным требованиям Руководства по летной эксплуатации (Инструкции экипажу) вертолета Ми-8Т.

Учебное пособие рекомендовано летному и курсантскому составу, осуществляющему эксплуатацию вертолета Ми-8Т, оно поможет разобраться в сущности летных ограничений, в рекомендованных экипажу методах пилотирования.

ВВЕДЕНИЕ

Учебное пособие «Практическая аэродинамика вертолета Ми-8Т(МТ)» разработано в соответствии с Учебной программой дисциплины «Практическая аэродинамика», изучается в пятом и седьмом семестрах. Его целью является обучение курсантов анализу характеристик и обоснованию техники пилотирования учебного вертолета. Анализируются особенности аэродинамики несущего, рулевого винтов и планера вертолета, особенности балансировки, устойчивости и управляемости, характеристики на установившихся режимах полета, при маневрировании вертолета, а также аэродинамические и летно-эксплуатационные ограничения вертолета и действия летчика.

Изучив материал учебного пособия, курсант **должен:**

- **знать:**
 - эксплуатационные ограничения и их физическую сущность;
 - технику выполнения элементов полета, фигур пилотажа;
 - возможные ошибки, отклонения при выполнении полетов, действий по их исправлению и предупреждению;
- **уметь:**
 - увязывать знания законов динамики полета с практическими действиями в процессе пилотирования вертолета;
 - обосновывать положения Инструкции экипажу, используя знания практической аэродинамики.

ГЛАВА 1 ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА

1.1 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ВЕРТОЛЕТА

Вертолет Ми-8 конструкции М. Л. Миля спроектирован и построен по одновинтовой схеме с хвостовым винтом. На вертолете установлено два турбовинтовых двигателя (Ми-8Т – ТВ2-117А, Ми-8МТ – ТВ3-117).

Вертолет выпускается в двух вариантах: транспортном и пассажирском. Максимальная грузоподъемность вертолета 4000 кг. Характеристики вертолета по дальности полета приведены для двух возможных в эксплуатации вариантов: с емкостью основных топливных баков 1870 л и увеличенной до 2643 л. Для увеличения дальности полета в грузовой кабине в счет полезной нагрузки можно установить один или два дополнительных топливных бака емкостью 915 л каждый.

Транспортный вертолет в основном варианте применяется со взлетным весом 11100 кг и запасом топлива 1870 л, имеет дальность полета 465 км. В перегоночном варианте с двумя дополнительными баками при общей емкости всех топливных баков 4473 л дальность полета составляет 1175 км. Вертолет обеспечивает транспортировку колесной техники, инженерных средств, различных грузов, десанта, больных или раненых, а также проведение различных работ в условиях труднодоступной для других видов транспорта местности с посадкой на неподготовленные площадки ограниченных размеров.

Для выполнения указанных работ вертолет может быть переоборудован в другие варианты: десантный, санитарный, с внешней подвеской и транспортный с увеличенной дальностью полета. Колесная техника, различные грузы, больные и раненые на носилках загружаются по специальным трапам через люк со створками, расположенный в задней части грузовой кабины.

Грузовая кабина находится между шпангоутами №1–13 центральной части фюзеляжа и имеет длину 5,34 м, максимальную ширину 2,34 м и высоту 1,80 м. На грузовом полу кабины установлены узлы для швартовки груза. На левом борту фюзеляжа имеется дверь для входа и погрузки малогабаритных грузов в грузовую кабину при закрытых створках. Снаружи над этой дверью расположена бортовая стрела. На роликах стрелы проложен трос электролебедки, обеспечивающей подъем (спуск) на борт грузов весом до 200 кг (или одного человека) при висении вертолета у земли.

Для крепления под фюзеляжем и перевозки крупногабаритных грузов на вертолете устанавливается шарнирно-маятниковая подвеска грузоподъемностью до 2500 кг. Транспортный вертолет может быть переоборудован в санитарный для перевозки на носилках 12 больных или раненых с сопровождающим их медицинским работником. В десантном варианте в грузовой кабине по бортам устанавливаются жесткие сиденья на 24 человека.

1.2 АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ВЕРТОЛЕТА И ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т(МТ)

Под аэродинамической компоновкой вертолета понимается выбор внешних форм и способов сочетания частей вертолета, которые создают в полете основные аэродинамические силы и моменты.

Применительно к вертолету Ми-8 аэродинамическая компоновка характеризуется:

- расположением несущего и рулевого винтов;
- формами (обводами) фюзеляжа;
- типом и расположением силовой установки;
- наличием, расположением и формами стабилизатора и киля;
- типом и расположением взлетно-посадочных устройств;
- количеством и формами выступающих в поток элементов (внешних подвесок, спец. ферм и т.д.).

Каждая из перечисленных частей вертолета имеет определенные аэродинамические характеристики. Будучи объединенными в той или иной компоновке, эти части оказывают взаимное влияние на аэродинамические характеристики друг друга. Поэтому аэродинамические характеристики вертолета в целом отличаются от суммы аэродинамических характеристик изолированно рассматриваемых частей.

Примерами такого взаимного влияния являются: несущий винт и фюзеляж, фюзеляж и стабилизатор, рулевой винт и киль и т.д.

Вертолет Ми-8Т(МТ) создан по классической одновинтовой, продольной схеме с рулевым винтом, с механическим приводом несущего винта.

НЕСУЩИЙ ВИНТ

Несущий винт, создавая силу тяги – $T_{нв}$, обеспечивает получение подъемной силы – $T_{уа}$ и движущей силы – $T_{ха}$, необходимых для выполнения заданного режима полета или маневра. Обеспечивает продольное и поперечное управление вертолетом.

Несущий винт вертолета Ми-8Т(МТ) состоит из 5 лопастей и втулки. Лопасть имеет прессованный дюралюминиевый лонжерон, к которому крепятся наконечник лопасти, 21 отсек и концевой обтекатель. Втулка имеет горизонтальные, вертикальные и осевые шарниры. Вертикальные шарниры имеют гидравлические демпферы. Втулка также имеет регулятор (компенсатор) взмаха, который обеспечивает изменение установочного угла лопасти при ее взмахе ($K=0,5$).

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Диаметр, м	21,294
Число лопастей	5
Площадь, ометаемая несущим винтом, м ²	356
Коэффициент заполнения	0,0777
Угол свеса лопастей:	
по нижнему упору:	$4^{\circ} \begin{matrix} +20' \\ -30' \\ +20' \end{matrix}$
по центробежному ограничителю	1°
Максимально возможный угол взмаха	$25^{\circ} \pm 3^{\circ}$
Угол установки лопастей $r = 0,7$:	
минимальный	$2^{\circ}40'$
максимальный	15°

по указателю УШВ:

	минимальный	$1^{\circ} \pm 10'$
	максимальный	15°
Коэффициент компенсации взмаха		0,5
Угол отклонения лопасти в плоскости вращения:		
	вперед	$13^{\circ} \pm 15'$
	назад	$11^{\circ} \pm 10'$
Угол наклона оси несущего винта вперед		$4^{\circ} 30' - 10'$
Угол наклона автомата перекоса:		
	вперед	$7^{\circ} \begin{matrix} +6' \\ -12' \end{matrix}$
	назад	$5^{\circ} \begin{matrix} +6' \\ -12' \end{matrix}$
	влево	$4^{\circ} 12' \pm 12'$
	вправо	$3^{\circ} 24' \pm 12'$
Частота вращения несущего винта $n_{\text{нв}}$		192 об/мин
Окружная скорость конца лопасти ω_R		213,26 м/сек
Удельная нагрузка на ометаемую несущим винтом площадь, $G=11100 \text{ кгс} - P=31 \text{ кгс/м}^2$ $G=12000 \text{ кгс} - P=34 \text{ кгс/м}^2$ $G=$ $13000 \text{ кгс} - P=36,4 \text{ кгс/м}^2$		
Лопасть прямоугольной формы в плане с хордой		$b=0,52 \text{ м}$
Разнос горизонтальных шарниров		220 мм
Разнос вертикальных шарниров		507 мм
Вес лопасти		140 кгс
Вес комплекта лопастей		700 кгс
Вес втулки несущего винта		610,5 кгс
Общий вес несущего винта		1310,5 кгс
Профиль лопасти		
1 – 2 отсеки		NACA-230 М
4 – 21 отсеки		NACA-230 М
3 отсек		переходный
Максимальное аэродинамическое качество несущего винта: К		9 – 10

Под геометрической круткой подразумевается изменение углов установки сечений по радиусу лопасти, т.е. конструктивный поворот сечений относительно друг друга на угол $\Delta\phi$. У вертолета Ми-8 лопасть имеет геометрическую крутку 5° на участке от сечения №1 до сечения №4; далее крутка изменяется по линейному закону и равна 0° на конце лопасти в сечении №22.

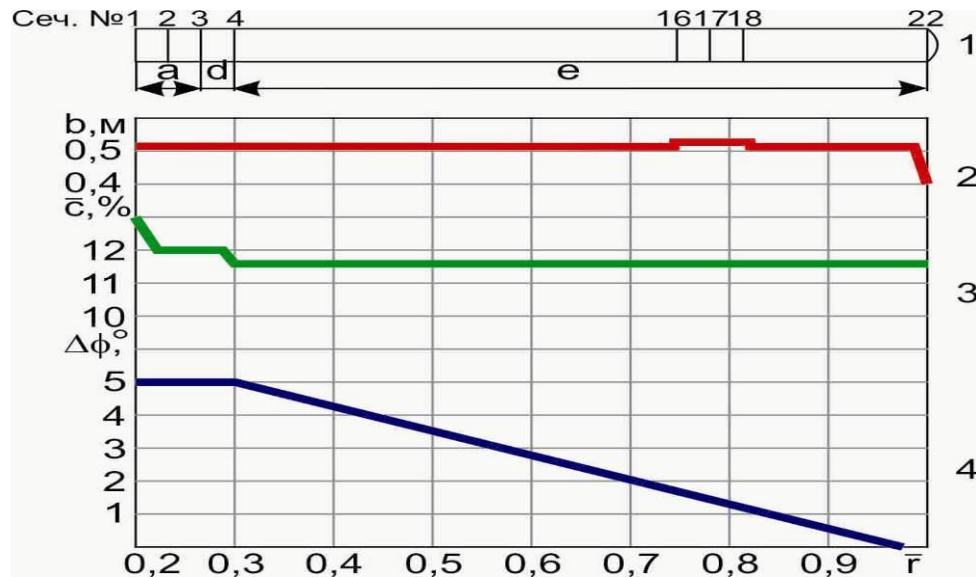


Рис. 1. Геометрическая крутка лопасти

Геометрическая крутка лопасти выполняется с целью:

- более равномерного распределения аэродинамической нагрузки по длине лопасти;
- получения прироста тяги несущего винта;
- уменьшения потребной мощности для вращения винта;
- увеличения максимальной скорости полета вертолета.

Под аэродинамической круткой понимается конструктивное изменение профилей элементов лопасти по форме, толщине и кривизне. У лопастей вертолета Ми-8 относительная толщина профилей от корня до конца лопасти уменьшается от 13% до 11,38% по линейному закону. Уменьшение толщины лопасти к ее концу улучшает аэродинамические свойства винта в целом за счет увеличения критической скорости и числа $M_{кр}$ концевых частей лопасти. Это в свою очередь снижает потребный крутящий момент несущего винта по причине уменьшения волнового сопротивления.

В комле $\bar{c}=13\%$. От $\bar{r}=0,230$ до $\bar{r}=0,2676$ $\bar{c}=12\%$. От $\bar{r}=0,3051$ до конца лопасти $\bar{c}=11,38\%$.

Изменения относительной толщины профиля и углов геометрической крутки лопасти выбраны из условий получения высокого аэродинамического качества несущего винта и обеспечения динамической прочности лопасти. Металлическая конструкция лопасти позволяет точно выдержать теоретический контур профиля.

Лопасть имеет триммер, представляющий собой дюралюминовую пластинку, выступающую за пределы задней кромки лопасти. Триммер служит для изменения моментных характеристик лопасти. Кроме того, триммер используется при регулировании соконусности лопастей несущего винта.

Анализ аэродинамических характеристик (графиков зависимости $c_y = f(\alpha)$ и

ГЛАВА 2 РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

2.1 ПОНЯТИЕ РАВНОВЕСИЯ ВЕРТОЛЕТА, ОБЩИЕ УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ

Равновесием вертолета называется такое его состояние, при котором все действующие на вертолет внешние силы и их моменты уравновешены, то есть их суммы равны нулю:

$$\sum F_{\text{вн}} = 0, \quad (2.1)$$

$$\sum M_{\text{вн}} = 0. \quad (2.2)$$

При уравнивании внешних сил, следует из уравнения (1), ускорение $dV/dt = 0$, то есть центр масс вертолета движется равномерно и прямолинейно, скорость полета неизменна по величине и направлению $V = \text{const}$. Достигнутое равновесие в какой-то момент времени длится лишь кратковременно, если не выполняется условие (2). Ведь линии действия сил (за исключением силы тяжести), как правило, не проходят через центр масс вертолета, следовательно, они образуют моменты относительно ц. м., стремящиеся развернуть вертолет в пространстве.

Равновесие сил, будет сохраняться лишь до тех пор, пока вертолет сохраняет свою ориентацию, не поворачивается относительно вектора скорости. Для этого необходимо к условию (1) добавить условие (2). Пока выполняются эти условия, вертолет будет находиться в состоянии полного равновесия, или, как говорят, будет полностью сбалансирован.

Балансировкой называется процесс управления, в ходе которого летчик добивается полного равновесия вертолета. Для этого, воздействуя на рычаги управления, летчик изменяет направление силы $R_{\text{НВ}}$. Конечной целью балансировки является определение положения равнодействующей аэродинамической силы НВ и угла отклонения рычага управления циклическим шагом, при котором обеспечивается выполнение условий балансировки.

2.2 ЦЕНТРОВКА ВЕРТОЛЕТА

Под центровкой вертолета понимается положение его центра масс относительно оси и плоскости вращения несущего винта.

Центровка оказывает большое влияние на условия и возможности балансировки вертолета. Она характеризуется тремя координатами:

X_T – продольная центровка – расстояние от центра масс до поперечной плоскости, проходящей через ось вала несущего винта (или расстояние от центра масс до оси вала НВ). Продольная центровка считается передней (положительной – $x_T > 0$), если центр масс расположен впереди оси вала НВ, и задней (отрицательной – $x_T < 0$), если – позади;

Y_T – вертикальная центровка – расстояние от центра масс вертолета до плоскости вращения втулки несущего винта. Центр масс вертолета всегда располагается ниже центра втулки НВ и вертикальная центровка считается отрицательной ($Y_T < 0$);

Z_T – боковая центровка – расстояние от центра масс до плоскости симметрии.

ГЛАВА 3

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

3.1 ПРОДОЛЬНАЯ И БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Горизонтальный полет – это прямолинейный полет вертолета на постоянной высоте.

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет с постоянной скоростью при $H = \text{const}$.

Если в процессе горизонтального полета скорость меняется по величине (разгон или торможение V), то полет будет неустановившимся.

Горизонтальный полет является основным режимом полета при выполнении любого полетного задания.

В горизонтальном полете (ГП) несущий винт работает в условиях косо́го обтекания ($\alpha \pm 90^\circ$), что позволяет ему создавать большую тягу, чем при осевом обтекании, при меньшей подводимой мощности к НВ.

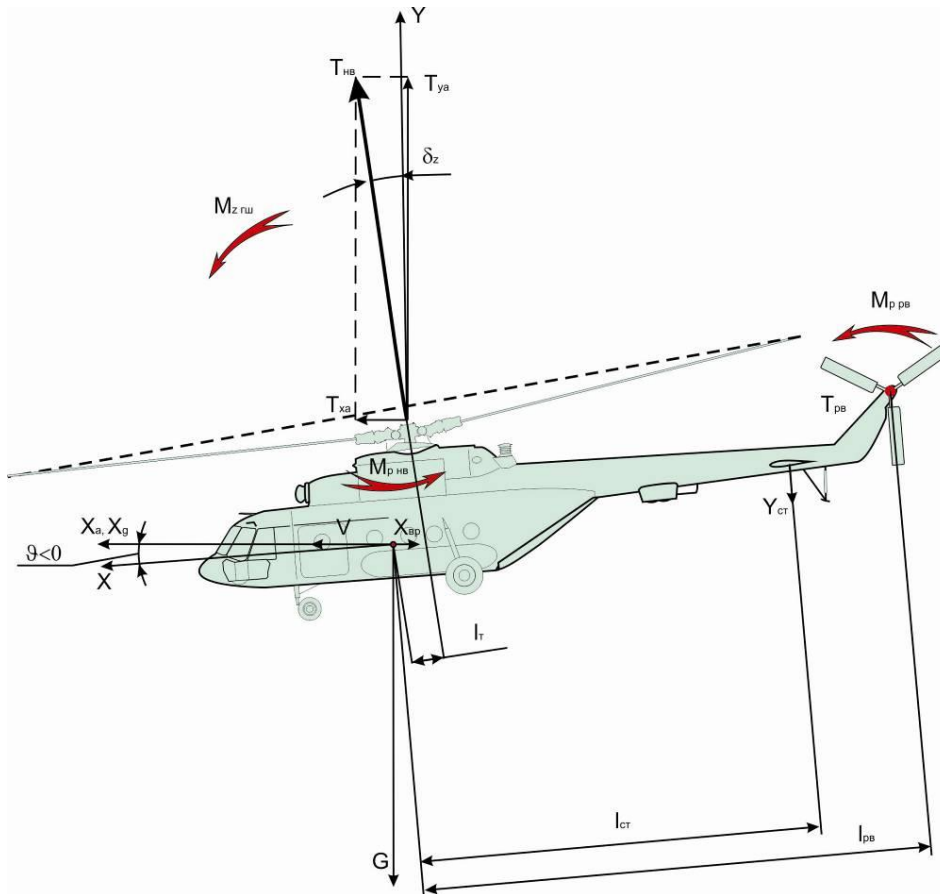


Рис. 28. Балансировка вертолета в горизонтальном полете

Условие полного равновесия вертолета в ГП будет выглядеть:

ГЛАВА 4 НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

4.1 БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ НАБОРЕ ВЫСОТЫ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Для выполнения вертикального набора высоты необходим избыток мощности, который полностью используется при достижении статического потолка вертолета.

Чтобы продолжить дальнейший набор высоты, необходимо перевести вертолет в поступательный полет. Из кривых Н.Е. Жуковского видно, что с увеличением $V_{ГП}$ до $V_{ЭК}$ избыток мощности возрастает и может быть использован для набора высоты. Подъем по наклонной траектории является основным видом набора высоты как с энергетической точки зрения, так и в смысле простоты техники пилотирования.

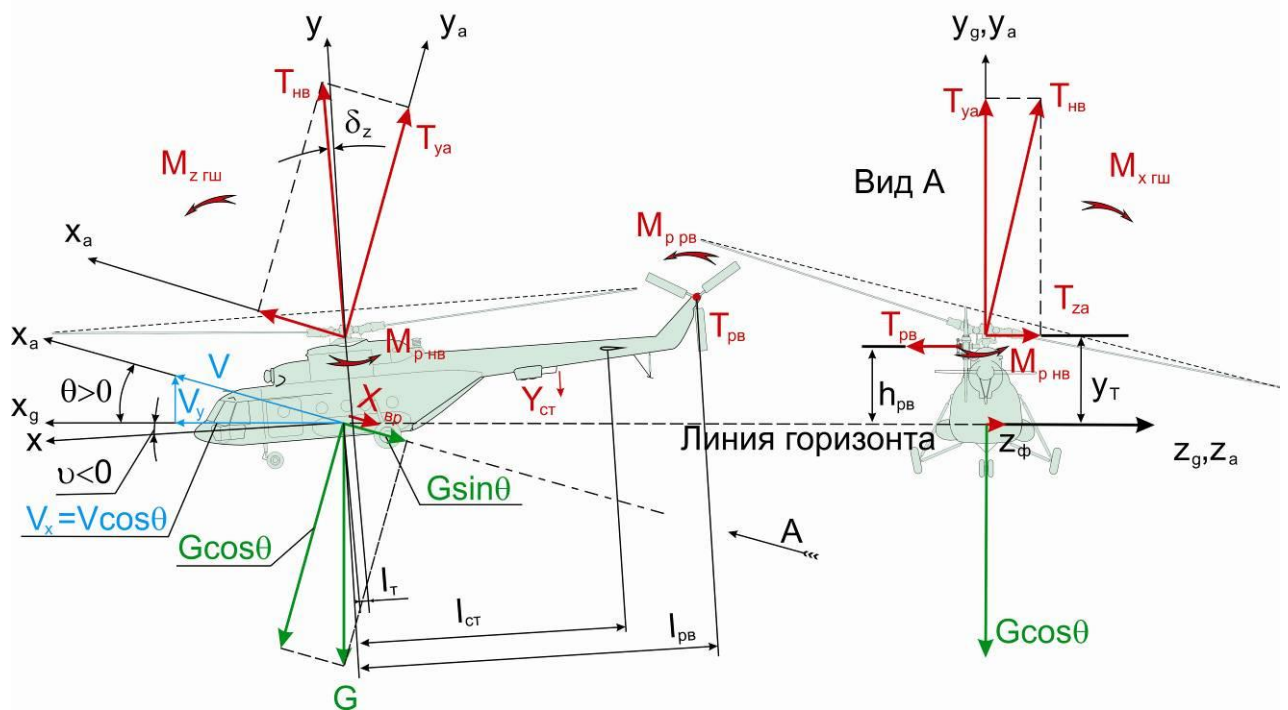


Рис. 42. Балансировка вертолета при подъеме по наклонной траектории

На рисунке 42 изображена схема сил и моментов, действующих на вертолет при наборе высоты по наклонной траектории продольной балансировки. На этом режиме полета угол наклона траектории меньше 90° , но больше 0 .

Условия балансировки вертолета:

- в продольном отношении:

$$\sum F_{Xa} = T_{Xa} - X_{BP} - G \cdot \sin \theta = 0 \quad \rightarrow \quad V = \text{const} \left(\sum F_{Xa} = \frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \right); \quad (4.1)$$

$$\sum F_{Ya} = T_{Ya} - G \cdot \cos \theta = 0 \quad \rightarrow \quad \theta = \text{const} \left(\sum F_{Ya} = \frac{G}{g} \cdot V \frac{d\theta}{dt} \right); \quad (4.2)$$

ГЛАВА 5 РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

5.1 БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Основные отличия от других летательных аппаратов (кроме самолетов ВВП) заключаются в возможности выполнения вертикальных режимов полета: висения, вертикального набора высоты и вертикального снижения. При этом сохраняется условие $V_{пол.} = 0$ с выдерживанием места относительно земли. По технике пилотирования эти режимы являются наиболее сложными для летчика, требуют повышенного внимания и физического напряжения.

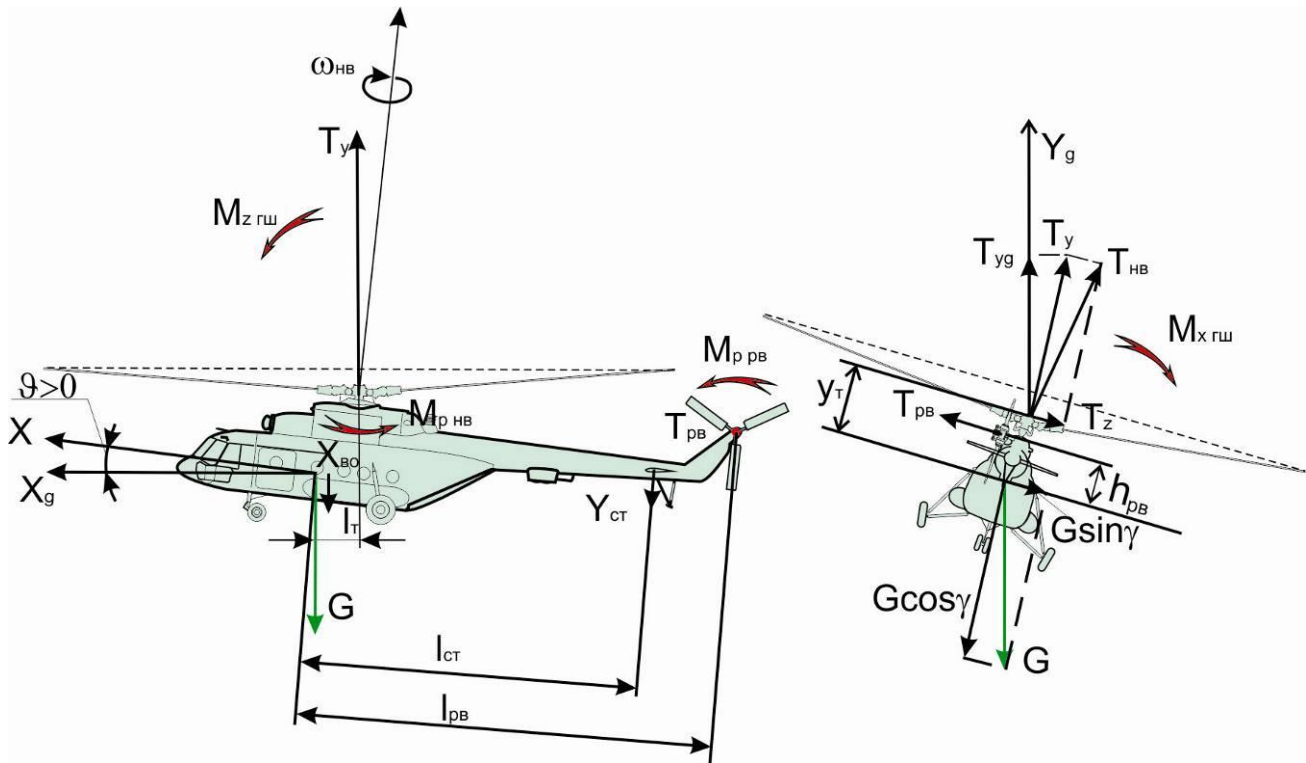


Рис. 50. Балансировка вертолета при вертикальных режимах полета

Рассмотрение вертикальных режимов начнем с режима висения. На рисунке 50 изображена схема сил и моментов, действующих на вертолет на режиме висения. Отметим, что эта схема справедлива для любого вертикального установившегося полета.

Вертолет выполняет режим висения даже при $X_T = 0$ с положительным углом тангажа за счет предварительного наклона оси вала НВ на $4^{\circ}30'$ и тарелки автомата перекоса на $40'$ вперед. Поэтому при нейтральном положении РУ ($X_T = 0$) вертолет будет висеть с $\vartheta > 0$ ($\vartheta = 5^{\circ}10'$). Увеличение или уменьшение центровки X_T приводит к уменьшению или увеличению хода РУ для создания необходимого угла тангажа.

В поперечном отношении вертолет на режиме висения балансируется с правым креном ввиду разности плеч $Y_T > h_{рв}$. Летчик добивается равенства сил $T_Z + G \cdot \sin \gamma = T_{рв}$, чтобы не было смещения вертолета влево под действием силы $T_{рв} > T_{Za}$; составляющую

ГЛАВА 6 ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

6.1 ДВИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ

Как правило, со стоянки к месту старта летчик выполняет перемещение (руление) на вертолете по земле, которое может быть установившимся прямолинейным или с переменной скоростью и с изменением направления движения.

На рисунке 56 показана схема сил моментов, действующих на вертолет при установившемся рулении, т.е. $V = \text{const}$ и $M_K = \text{const}$.

На вертолет при движении по земле действуют дополнительные силы:

- N_p – силы реакции земли (нормальные);
- $F_{тр}$ – силы трения (качения при движении и скольжении, при торможении) колес о землю (тангенциальные).

Проанализируем руление вертолета на основании уравнений движения:

$$\Sigma F_X = T_X - X_{вп} - (F_{Трп} + F_{Трз}) = 0 \rightarrow V = \text{const} \quad (6.1)$$

(или $= m \cdot \frac{dV}{dt}$ при $V \neq \text{const}$);

$$\Sigma F_y = T_y - G + N_{p_п} + N_{p_з} = 0 \rightarrow \text{безотрывное руление}; \quad (6.2)$$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{РВ} \pm F_{Т_з} = 0 \rightarrow \text{отсутствие бокового смещения}. \quad (6.3)$$

Прямолинейность движения вертолета обеспечивается равенством моментов:

$$M_{р_{НВ}} = T_{РВ} \cdot l_{РВ}. \quad (6.4)$$

Отсутствие крена вертолета и равномерность распределения нагрузки на колеса и амортизаторы шасси обеспечивается равенством моментов:

$$T_z \cdot y_T = T_{РВ} \cdot l_{РВ}, \quad (6.5)$$

так как $y_T > h_{РВ}$, то появляется неуравновешенная сила от разности сил $T_{РВ}$ и T_z , т.е. $F_{Тр_з}$. Если $T_{Тр} - T_z > F_{Тр_з}$, то возникает юз, вертолет начинает скользить в сторону неуравновешенной силы. Действующие силы создают моменты, способствующие опрокидыванию вертолета (рис. 57).

ВЫВОД. При выполнении руления летчик легко контролирует скорость движения, разворота и практически не может контролировать боковое движение вертолета.

ГЛАВА 7 ПЛАНИРОВАНИЕ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

7.1 ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ И УСЛОВИЯ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

7.1.1 ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ САМОВРАЩЕНИЯ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ

В предыдущем материале мы рассматривали полет вертолета с работающими двигателями. Возникает вопрос, как будет работать несущий винт при отказе СУ?

Еще в 1909 году Н.Е. Жуковский доказал теоретически и экспериментально, что сопротивление вращающегося винта в 8 – 10 раз больше остановленного и сравнимо с сопротивлением сплошного диска того же диаметра при осевом обтекании. Это объясняется тем, что лопасти вращающегося винта при снижении вертолета взаимодействуют со значительно большей массой по сравнению с невращающимся винтом, т.е. вращающийся винт создает значительные аэродинамические силы.

Таким образом, несущие винты вертолетов обладают замечательным свойством: при отсутствии подвода мощности переходят на режим самовращения и развивают при этом достаточную тягу. Поддерживание оборотов НВ и создание тяги на режиме самовращения несущего винта (РСНВ) происходит за счет энергии набегающего снизу на винт воздушного потока, т.е. за счет расхода потенциальной энергии вертолета (уменьшение высоты). Это свойство НВ позволяет продолжать полет со снижением по наклонной траектории, произвести расчет на посадку и приземление. Физической основой свойства самовращения несущего винта является образование на элементах лопастей подсосывающей силы, величина которой зависит от положения результирующей аэродинамической силы элемента dR_{Σ} .

На рисунке 64 показан элемент лопасти с определенным значением общего шага. На режиме висения в момент отказа силовой установки произошло значительное уменьшение подъемной силы элемента, появилась вертикальная скорость снижения.

Нас интересует вопрос, как будет расположена сила dR_{Σ} относительно оси вращения? Естественно предположить, что она всегда будет расположена за осью OY , так как всегда присутствует сила сопротивления перемещению элемента dX_{Σ} .

При $\varphi_{\text{ОШ}} > 4^{\circ}$, что соответствует шагу на режиме висения, dR_{Σ} расположена за осью вращения. Дальнейшее изменение ее положения будет зависеть от соотношения углов: $\angle \theta$ – угла качества, $\angle \alpha_{\Sigma}$ – угла атаки, $\angle \varphi_{\Sigma}$ – угла установки и $\angle \gamma_{\Sigma}$.

Угол γ_{Σ} определяется из выражения

$$\gamma_{\Sigma} = \theta - (\alpha_{\Sigma} - \varphi_{\Sigma}) . \quad (7.1)$$

Проекция силы dR_{Σ} на плоскость вращения ($dR_{\text{ХНВ}}$) в данном случае направлена против вращения, т.е. элемент лопасти будет замедляться (режим замедленного самовращения). Угол γ_{Σ} в этом случае больше 0.

Чтобы обороты элемента лопасти не уменьшались, необходимо силу dR_{Σ} сориентировать так, как это показано на рисунке 64б, т.е. чтобы ее проекция на плоскость вращения ($dR_{\text{ХНВ}}$) была направлена по вращению. Такое положение dR_{Σ} возможно при

ГЛАВА 8 МАНЕВРИРОВАНИЕ И ПИЛОТАЖ НА УЧЕБНОМ ВЕРТОЛЁТЕ

8.1 МАНЕВРЕННЫЕ СВОЙСТВА ВЕРТОЛЁТА

Пилотаж – маневрирование летательного аппарата при выполнении фигур.

Маневренность – способность вертолета изменять свое положение в пространстве путем изменения скорости, высоты и направления полета. Поскольку изменение высоты и направления полета обусловлено соответствующим поворотом вектора скорости, можно трактовать **маневренность** как способность вертолета быстро изменять свое положение в пространстве путем изменения скорости по значению и направлению. При этом достаточно ограничиться рассмотрением движения только центра масс в нормальной земной системе координат.

Маневренные свойства вертолета выражаются с помощью различных характеристик (показателей или критериев). Качественное представление о маневренных свойствах вертолета дает перечень фигур пилотажа, которые можно выполнить на вертолете. Более конкретными количественными характеристиками являются характеристики выполнения отдельных фигур пилотажа. К ним относятся: численные значения радиуса, угловой скорости, время выполнения конкретного элемента и т.д. Их называют: **частными характеристиками (показателями или критериями)**. Из большого количества характеристик можно выделить несколько, которые являются **общими** для выполнения всех элементов маневрирования. Каждый элемент (боевого) маневрирования выполняется с определенным законом изменения значений перегрузок n_{xa} и n_{ya} (тангенциальной и скоростной) по времени, который определяет значения всех частных характеристик маневра, поэтому n_{xa} и n_{ya} называют **общими характеристиками (показателями или критериями) маневренности**.

Маневренность – способность летательного аппарата быстро изменять свое положение в пространстве под воздействием ускорений, возникающих при отклонении органов управления.

Другими словами, **маневренность по существу определяется способностью вертолета создавать перегрузки на траектории движения**.

Для интенсивного создания перегрузки требуется быстрое изменение аэродинамических сил. Для быстрого изменения направления аэродинамических сил необходимо, чтобы вертолет мог интенсивно поворачиваться относительно центра масс, т.е. имел достаточно высокую мощность и эффективность системы управления для быстрого изменения углов крена, тангажа и курса. Такая способность вертолета еще называется **поворотливостью**. С точки зрения маневренности поворотливость имеет более частный смысл. Дело в том, что быстро повернувшись относительно центра масс, вертолет, например, резко увеличит угол атаки. Но если при этом не произошло достаточно быстрого увеличения результирующей аэродинамической силы по отношению к силе тяжести (иначе перегрузки), вертолет будет вяло искривлять траекторию. Из этого примера видно, что в интересах повышения маневренности вертолета необходимо, чтобы он был способен быстро создавать перегрузку, и чем большее значение перегрузки можно получить на вертолете, тем лучше его маневренность.

ГЛАВА 9 ЛЕТНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА И ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

9.1 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК ВЕРТОЛЕТА

На основании характеристики управляемости (мощности управления при отклонении РУ от нейтральной до упора в продольном отношении) достигается максимальный управляющий момент, т.е. вектор тяги в этом случае максимально отклоняется либо вперед, либо назад, что соответствует максимальному значению балансирующего угла δ_b . Поэтому при проектировании вертолета стремятся сделать так, чтобы эксплуатационный диапазон центровок находился между линиями действия тяги НВ при ее отклонении на максимальную величину.

Очевидно, что для летчика существенное значение будет иметь величина запаса управления при определенном таким способом диапазоне центровок.

Запасы управления (особенно в продольном отношении) определяются на основании зависимости $\delta_b = f(V)$ при различных центровках. Напомним, что чем больше величина задней центровки, тем больше кривая смещается вверх (рис. 9). Для вертолета Ми-8 минимальный запас продольного управления «от себя» при предельно-задней центровке (ПЗЦ) должен составлять: на $V = 230$ км/ч – 20% от полного диапазона хода РУ и на $V = 250$ км/ч – 15%.

Поэтому, исходя из этих условий, обеспечивающих безопасность полетов, предельно допустимая передняя центровка вертолета Ми-8Т(МТ) + 370(300) мм; предельно допустимая задняя – 95 мм. В целях обеспечения безопасности полета выход за пределы, указанные для предельно передней и предельно задней центровкой, **запрещается**.

Предельные центровки рассчитываются теоретически и проверяются при летных испытаниях, при этом передняя центровка определяется возможностью вертикальной посадки вертолета при допустимом ветре сзади, предельно задняя – возможностью горизонтального полета с максимальной скоростью.

Конструктивно диапазон центровок определяется величиной продольного отклонения тарелки автомата перекоса (вперед $-7^{0+6/}_{-12}$, назад $+5^{0+6/}_{-12}$, то есть всего 12°). Предельно передняя центровка больше (по абсолютной величине) предельно задней центровки, так как момент, создаваемый стабилизатором и $M_{рв}$ способствуют балансировке вертолета в полете при передней центровке и затрудняют балансировку вертолета (требуют большего отклонения РУ) при такой же по абсолютной величине задней центровке.

Величина продольной центровки влияет на величину угла тангажа вертолета. Чем больше задняя центровка вертолета, тем больше угол тангажа. При значительной задней центровке угол тангажа на кабрирование достигает $8 - 9^\circ$, что при посадке в момент гашения скорости может привести к задеванию хвостовой опорой и РВ земли (особенно при попутном ветре).