

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

ВОЕННЫЙ УЧЕБНО - НАУЧНЫЙ ЦЕНТР ВОЕННО - ВОЗДУШНЫХ СИЛ
«ВОЕННО - ВОЗДУШНАЯ АКАДЕМИЯ ИМ. ПРОФЕССОРА
Н.Е. ЖУКОВСКОГО И Ю.А.ГАГАРИНА»
(ФИЛИАЛ, Г. СЫЗРАНЬ, САМАРСКАЯ ОБЛАСТЬ)

П.В. Васильев, В.В. Панков, В.А. Полуяхтов

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА Ми-24

Учебное пособие

Сызрань 2016

УДК 629.7
ББК 39,5; 39, 6
П 30

Рецензенты:

проректор по учебной и научной работе Ульяновского высшего авиационного училища гражданской авиации, кандидат технических наук Косачевский С.Г.,
кандидат технических наук, подполковник Джаксбаев В.А.

Васильев П.В., Панков В.В., Полуяхтов В.А.

П 30 Практическая аэродинамика вертолета Ми-24: учебное пособие /
П.В. Васильев, В.В. Панков, В.А. Полуяхтов, – Сызрань: Сызранский филиал ВУНЦ ВВС ВВА, 2016. – 175 с.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие допущено УМО по образованию и разработано на основании квалификационных требований к военно-профессиональной подготовке выпускников по специальности 160503 (по военной специальности Применение подразделений Армейской авиации) и учебной программе дисциплины «Практическая аэродинамика боевого вертолёта», 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**

© Васильев П.В., Панков В.В., Полуяхтов В.А. 2016
© Сызранский филиал ВУНЦ ВВС ВВА, 2016

Оглавление

	Введение	6
	Основные обозначения, символы и сокращения	7
Глава 1.	Основные характеристики и особенности аэродинамики боевого вертолета	11
1.1.	Общая характеристика боевого вертолета	11
1.2.	Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики основных частей боевого вертолета	13
1.3.	Лётно-эксплуатационные ограничения	20
Глава 2.	Устойчивость и управляемость боевого вертолета	23
2.1.	Общие понятия	23
2.2.	Продольная статическая устойчивость боевого вертолета по углу атаки	23
2.3.	Продольная статическая устойчивость боевого вертолета по скорости полёта	26
2.4.	Продольная балансировка боевого вертолета. Анализ балансировочных кривых $\delta_\delta=f(V)$; $\varphi_{ош}=f(V)$; $\nu=f(V)$	27
2.5.	Путевая статическая устойчивость боевого вертолета	31
2.6.	Поперечная статическая устойчивость боевого вертолета	33
2.7.	Управляемость боевого вертолётa, характеристики управляемости	38
2.8.	Динамическая устойчивость боевого вертолета	41
2.9.	Кривые поперечной и путевой балансировки боевого вертолета	44
Глава 3.	Режимы полёта боевого вертолета	50
3.1.	Вертикальные режимы: висение, вертикальный набор высоты и вертикальное снижение. Особенности выполнения, эксплуатационные ограничения	50
3.2.	Горизонтальный полет. Располагаемая и потребная мощности для горизонтального полета	52
3.3.	Диапазон скоростей и высот горизонтального полета. Физическая сущность ограничений по V и H	57
3.4.	Характерные скорости горизонтального полета	59
3.5.	Первый и второй режимы горизонтального полета	60
3.6.	Набор высоты по наклонной траектории. Указательница траекторий набора высоты	65
3.7.	Снижение по наклонной траектории. Указательница траекторий снижения	66
3.8.	Физическая сущность и условия самовращения несущего винта	68
3.9.	Снижение на режиме самовращения НВ. Указательница траекторий снижения на РСНВ	72
Глава 4.	Особенности взлёта и посадки боевого вертолётa	75
4.1.	Руление. Условия неопрокидывания вертолета на рулении. Эксплуатационные ограничения на рулении	75
4.2.	Виды взлета по-вертолетному. Аэродинамические особенности выполнения	77
4.3.	Взлет по-самолетному. Аэродинамические особенности выполнения	79
4.4.	Виды посадок по-вертолетному. Аэродинамические особенности выполнения	81

4.5.	Посадки по-самолетному. Аэродинамические особенности выполнения	84
4.6.	Особенности выполнения взлетов и посадок с боковым и попутным ветром	86
4.7.	Посадки на режиме самовращения несущего винта	89
4.8.	Определение предельного взлетного веса вертолета	92
Глава 5.	Маневрирование на боевом вертолётё	99
5.1.	Маневренность, показатели маневренности. Понятие перегрузки, виды перегрузок	99
5.2.	Разгон и торможение вертолета. Аэродинамические особенности выполнения, эксплуатационные ограничения	100
5.3.	Виражи и развороты. Аэродинамические особенности выполнения, эксплуатационные ограничения	104
5.4.	Маневры в вертикальной плоскости и их характеристики	107
5.5.	Горка	107
5.6.	Пикирование	109
5.7.	Пространственные маневры и их характеристики. Спираль. Аэродинамические особенности выполнения	111
5.8.	Боевой разворот. Аэродинамические особенности выполнения	113
5.9.	Разворот на горке. Аэродинамические особенности выполнения	115
5.10.	Поворот на горке. Аэродинамические особенности выполнения	116
Глава 6.	Дальность и продолжительность вертолета	119
6.1.	Общие понятия. Характеристики дальности и продолжительности полета	119
6.2.	Влияние эксплуатационных факторов на дальность и продолжительность полета	119
Глава 7.	Полёт вертолётё в особых условиях	126
7.1.	Полет с грузом на внешней подвеске	126
7.2.	Эксплуатационные ограничения, действия летчика при раскачке груза и ухудшении управляемости вертолета	127
7.3.	Аэродинамические особенности пилотирования вертолета при выполнении спасательных работ	129
7.4.	Особенности летной эксплуатации вертолетов в горах	130
7.5.	Эксплуатация вертолетов в условиях обледенения	136
7.6.	Критические режимы малых скоростей полета вертолета	139
7.7.	Режим вихревого кольца на НВ	139
7.8.	Режим вихревого кольца на РВ	143
7.9.	Неуправляемое снижение вертолета	145
7.10.	Неуправляемое вращение вертолета	146
7.11.	Плоский штопор вертолета	149
7.12.	Глубокий штопор вертолета	153
7.13.	Критические режимы больших скоростей полета. «Подхват» вертолета, причины возникновения, действия летчика при попадании в «подхват»	156
7.14.	«Валежка» вертолета, причины возникновения, действия летчика при попадании в «валежку»	158
7.15.	Схлестывание лопастей НВ с хвостовой балкой. Рекомендации летчику по предупреждению опасной ситуации	160
7.16.	Повреждения несущего винта вертолета	163

7.17.	Посадка вертолета с заклиненным общим шагом НВ	165
7.18.	Действия летчика при различных повреждениях рулевого винта	167
7.19.	Земной резонанс вертолета, физическая сущность его возникновения. Действия летчика при возникновении земного резонанса	169
7.20.	Флаттер лопастей НВ, физическая сущность возникновения. Действия летчика при возникновении флаттера	172
	Литература	175

Введение

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 основных элементов вертолета Ми-24 в целом 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 учебного пособия посвящена особенностям аэродинамики вертолета при нормальной работе силовой установки вертолета и его систем. А также уделено особое внимание отказам одного и двух двигателей, системе путевого управления, то есть режимам и условиям, при которых еще возможно достижение летных характеристик, установленных Нормами летной годности. В учебном пособии 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-24.

Учебное пособие предназначено летному и курсантскому составу, осуществляющему эксплуатацию вертолета Ми-24, оно поможет разобраться в физической сущности летных ограничений и в рекомендованных экипажу по технике пилотирования вертолётном.

ОСНОВНЫЕ 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
$OX_\kappa Y_\kappa Z_\kappa$	– 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
$\varphi_{\text{вин}}$	– 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_{za}	– 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_n	– угол атаки несущего винта
α_f	– угол атаки фюзеляжа
ω_n	– угловая скорость вращения несущего винта
Y_a	– подъемная сила фюзеляжа, стабилизатора
X_a	– лобовое сопротивление фюзеляжа, стабилизатора
r_ε	– расстояние от оси вращения винта до среднего сечения элемента лопасти
R_ε	– полная аэродинамическая сила элемента лопасти
R	– радиус несущего винта
$S_{мид}$	– площадь миделя фюзеляжа, стабилизатора
$T_{рв}$	– сила тяги рулевого винта
T_n	– потребная для конкретного режима полета сила тяги несущего винта
T_p	– располагаемая сила тяги несущего винта
N_n	– мощность силовой установки, потребная для обеспечения конкретного режима полета
N_p	– 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_δ	– искусственный завал конуса несущего винта
a_1	– продольный естественный завал конуса несущего винта

b_1	– поперечный естественный завал конуса несущего винта
V_{np}	– приборная скорость вертолета
$V_{ист} (V_{нум})$	– скорость вертолета относительно земли
H	– высота полета
t	– время полета
$l_{эги}$	– 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_{np}	– профильная потребная мощность
$N_{дв}$	– потребная мощность движения
η_o	– относительный коэффициент полезного действия несущего винта
ζ_m	– коэффициент использования мощности силовой установки
$t_{нар.в}$	– температура наружного воздуха
ΔN	– избыток мощности
$M_{УРЧНВ}$	– 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

СИМВОЛЫ, СОКРАЩЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

АП – автомат перекося
АПЛ – автопилот
АЗС – автомат защиты сети
АРК – автоматический радиоконпас
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
ОПВП – 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

Глава 1

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ БОЕВОГО ВЕРТОЛЕТА

1.1. Общая характеристика боевого вертолета

Вертолет МИ-24 (Д; В; П; Р) построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом. На нем установлены два газотурбинных двигателя ТВЗ – 117 (В или 3 серии) конструкторского бюро Изотова. Предназначен для повышения мобильности подразделений сухопутных войск и обеспечения их огневой поддержки на поле боя. Варианты применения:

- боевой (с подвесками вооружения);
- десантный (8 десантников);
- транспортный (в грузовой кабине 1500 кг), на внешней подвеске – до 2400 кг.

Основные лётные и геометрические данные изложены на (Рис. 1).

В целях защиты экипажа и людей, а также наиболее важных систем и агрегатов на вертолете установлено бронестекло и броня, часть которой является съёмной. Вертолет имеет убирающееся в полете шасси. Для разгрузки НВ на $V_{кр}$ и V_{max} установлено крыло. Хвостовое оперение включает в себя управляемый стабилизатор и киль.

Летные данные вертолета

- нормальный взлетный вес вертолета – 11200 кгс;
- максимальный взлетный вес вертолета – 11500 кгс;
- максимальный взлетный вес вертолета в перегоночном варианте – 12000 кгс.

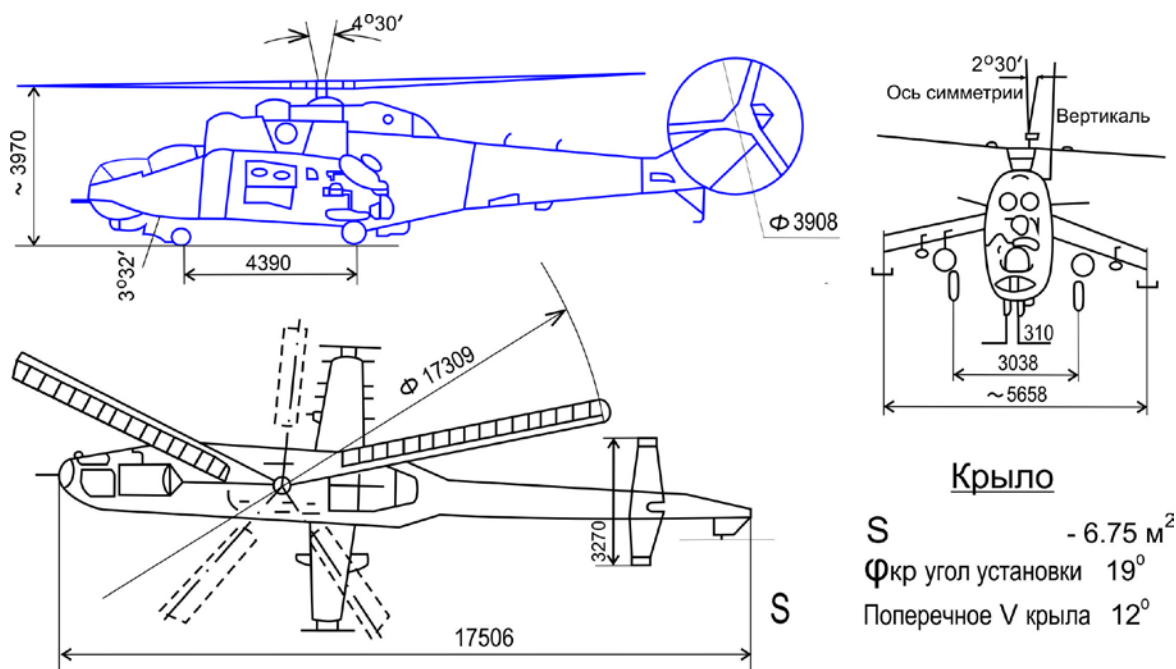
Основные данные по центровке вертолета

Передняя:

- (+290 мм) для полетного веса до 10600 кгс;
- (+230 мм) для полетного веса 11500 кгс;
- при промежуточном значении полетных весов центровка меняется по линейному закону;
- (+120 мм) в перегоночном варианте для полетного веса 11500-12000 кгс;
- (+200 мм) при полете с грузом на внешней подвеске (при $G > 11500$ кгс).

Задняя:

- (–145 мм) для полетного веса до 11500 кгс;
- (–115 мм) для полетного веса 11500 кгс и более;
- при промежуточном значении полетных весов центровка меняется по линейному закону; для полетного веса 11500-11800 кгс с грузом на внешней подвеске и для полетного веса 11500-12000 кгс в перегоночном варианте – (0 мм).



Крыло

S - 6.75 м²
 $\Phi_{кр}$ угол установки 19°
 Поперечное V крыла 12°

Общие данные

Лв-та с вращ.винтами 21.55 м
 Клиренс 0.28 м

Несущий винт

$D_{нв}$ 17.3 м
 $F_{ом}$ 235 м²
 ϵ -коэфф.заполнен. 0.1068
 Углы свеса лопастей
 - при упоре на собачку ц.б. огр. 3°40'
 - при упоре на скобу 6°
 Макс. угол взмаха 25°
 Коэфф. взмаха 0.5
 $\Omega_{в}$ ап вперед 8°
 $\Omega_{н}$ ап назад 6°
 $\Omega_{н}$ ап вправо 4°24'
 $\Omega_{н}$ ап влево 4°54'
 $\Phi_{нв}$ угол установки 1°÷15°

Стабилизатор

S 2.22 м²
 $\Phi_{ст}$ вверх +7°40'
 $\Phi_{ст}$ вниз -12°30'

Рулевой винт

$\Phi_{рв}$ мин.(лев.пед. 6°55'
 на упоре) 8°20'
 $\Phi_{рв}$ макс.(прав.пед. на упоре)
 - с вкл. СПУУ - 52 20°÷25°
 - с выкл. СПУУ - 52 25°
 Коэфф.взмаха 1.0

Киль

S 2.8 м²
 $\Phi_{к}$ угол установки 6°

Грузовая кабина

$L \times H \times Ш = 2.6 \times 1.2 \times 1.54$ (макс) м

Грузовые двери

_по правому борту 1.045 x 1.18 м
 _по левому борту 1.116 x 1.18 м

Весовые данные

G пустого вертолета 8 680 кгс
 G норм 11 200 кгс
 G макс 11 500 кгс
 G макс (перегон.вариант) 12 000 кгс
 G макс (с грузом на внешней
 подвеске) 11 800 кгс

Рис 1. Геометрические данные вертолёта.

Уборка шасси смещает центр тяжести вертолета назад на 15-20 мм (чем меньше вес вертолета, тем больше смещение центровки).

– V_{max} полета у земли: при $G_{норм}$ и менее – 335 км/ч;

– при весе вертолета более $G_{норм}$ – 315 км/ч;