

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
УКРАЇНИ  
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ  
УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ  
КОЛЕДЖ**

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни  
«Експлуатація повітряних суден: Конструкція і  
експлуатація вертольоту Мі-8МТВ-1»  
обов'язкових компонент освітньо-професійної  
програми першого бакалаврського рівня вищої  
освіти

**272 Авіаційний транспорт**  
**Аеронавігація**

**За темою 1. Загальна характеристика і основні дані вертольота**

**Кременчук 2023**

## **ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2023 № 7

## **СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного  
коледжу Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 28.08.2023 № 1

## **ПОГОДЖЕНО**

Секцією науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023 № 1

### **Розробник:**

*Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач, Гвоздік С.Д.*

### **Рецензенти:**

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.*

**План лекції:**

1. Загальна характеристика вертольота
2. Масові і центровочні дані
3. Основні льотні дані
4. Геометричні дані

**Рекомендована література:****Основна література:**

1. Дерев'янка І. Г. «Конструкція і експлуатація вертольота Мі-8МТВ-1» Навчальний посібник. Кременчук: КЛК НАУ, 2019,-92с.
2. (<https://klk.univd.edu.ua/uk/dir/177/biblioteka>)
3. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-8МТВ-1, Київ, 1994р.

**Допоміжна література:**

4. Данилов В. А. Вертолiт Мі-8МТВ. – Київ, 1995. – 295 с.
5. Дерев'янка І. Г. «Вертолiт Мі-8МТВ. Блок 1. Вертолiт та його системи. (категорiя В1.3). Конспект лекцiй», Кременчук: КЛК НАУ, 2015.

**Інформаційні ресурси в Інтернеті**

6. <http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/construction/helicopters/>

## Текст лекції

### Тема 1. Загальна характеристика й основні дані вертольота.

#### Загальні відомості вертольота

**Вертоліт Мі-8МТ** (експортне позначення Мі-17) створений у конструкторському бюро М. Л. Міля. Він є модифікацією вертольота Мі-8Т, що серійно випускався з 1965 року. Перший політ вертоліт Мі-8МТ зробив 17 серпня 1975 року. Серійне виробництво вертольота було почато в 1977 році на Казанському вертолітному заводі. Від свого попередника вертоліт Мі-8МТ має наступні конструктивні відмінності:

По-перше, на вертольоті встановлені могутніші двигуни ТВ3-117МТ. Злітна потужність кожного двигуна становить 2225 к.с. Однак ця потужність може бути використана тільки при відмові одного із двигунів у польоті й при виконанні зльотів і посадок із площадок, розташованих на висотах 1700 м і більше над рівнем моря. У нормальних умовах пілот може використовувати так звану обмежену потужність двигунів, що становить 1950 к.с.

Другою відмінною рисою вертольота Мі-8МТ є наявність на ньому допоміжної силової установки АІ-9, що забезпечує автономний запуск основних двигунів за допомогою стисненого повітря, а також може використовуватися як джерело електроживлення при перевірці обладнання на землі й для живлення електромережі вертольота в польоті протягом 30 хвилин при відмові основних джерел електропостачання.

Третьою принциповою особливістю вертольота Мі-8МТ є система електроживлення. Основною системою електроживлення на вертольоті Мі-8МТ є система змінного струму, а постійний струм одержують через випрямлячі.

**Вертоліт Мі-8МТВ-1** (експортне позначення Мі-17-1В) є подальшою модифікацією вертольота Мі-8МТ. Вертоліт Мі-8МТВ-1 серійно випускається на Казанському вертолітному заводі з 1988 року. На ньому встановлені модифіковані висотні двигуни ТВ3-117ВМ, які поліпшили характеристики вантажопідйомності вертольота в умовах гірської місцевості й високих температур атмосферного повітря.

Модифікований двигун ТВ3-117ВМ відрізняється від двигуна ТВ3-117МТ введенням ряду конструктивних змін у вузли й агрегати двигуна, системи автоматичного регулювання (САР) і системи живлення паливом, які спрямовані на збільшення КПД турбін і компресора, на забезпечення стабільної роботи двигуна в умовах низьких і високих температур зовнішнього повітря, на поліпшення ефективності охолодження термонавантажених деталей двигуна й на посилення окремих елементів конструкції.

Для досягнення більш оптимального закону регулювання двигуна й використання додаткових резервів потужності в САР двигуна ТВЗ-117ВМ замість регулятора граничних режимів РПР-3А введений електронний регулятор ЕРД-3ВМ, що призначений для:

- обмеження частоти обертання турбокомпресора залежно від температури й тиску атмосферного повітря;
- видачі команд на зупинку двигуна й включення табло "ПРЕВ Nст ЛЕВ. ДВ.", "ПРЕВ Nст ПРАВ. ДВ." при досягненні вільної турбіни гранично-припустимої частоти обертання;
- перенастроювання контуру обмеження частоти обертання турбокомпресора на надзвичайний режим і видачі команд на табло "ЧР ЛЕВ. ДВ.", "ЧР ПРАВ. ДВ.";
- видачі команд на включення табло "ОТКЛ. ЭРД. ПРАВ. (ЛЕВ) ДВ."

Конструктивні зміни деталей і вузлів двигунів, системи автоматичного регулювання й системи живлення паливом забезпечують:

- автоматичний вихід двигуна на ЧР у випадку відмови другого двигуна при установці вимикача ЧР у положення ВКЛ;
- підтримка максимального значення потужності на ЧР із включеним відбором повітря на ежектор ПЗУ - не менш 2100 к.с., без відбору повітря на ежектор ПЗУ - 2200 к.с. Максимальне значення потужності двигуна зберігається постійним до висоти 2200 м у стандартних атмосферних умовах і до температури зовнішнього повітря +30°C у землі;
- підтримка максимального значення потужності на злітному режимі із установленим ПЗУ й включеним відбором повітря на ежектор ПЗУ - не менш 1900 л.с., без відбору повітря на ежектор ПЗУ - 2000 к.с. Максимальне значення потужності двигуна зберігається постійним до висоти 3600 м у стандартних атмосферних умовах і до температури зовнішнього повітря + 40°C у землі;
- працездатність двигуна в діапазоні барометричних висот 0 - 6000 м із забезпеченням надійного запуску на землі й у польоті до висоти 4000 м;
- перенастроювання гідравлічного регулятора агрегату НР-3ВМ на знижений рівень витрати палива при відмові (вимиканні) електронного регулятора ЕРД-3ВМ із метою захисту трансмісії вертольота від перевантаження;
- підвищену витрату палива на перехідних режимах роботи двигуна для забезпечення гарантованої величини потужності 2100 к.с. при включеному відборі повітря на ежектор ПЗУ;
- підвищену витрату палива на мінімально можливих режимах роботи двигунів у польоті для запобігання розщеплення муфт вільного ходу головного редуктора.

Вертоліт Мі-8МТВ-1 побудований за одногвинтовою схемою. Він має пятилопатевий несучий гвинт і трилопатевий кермовий гвинт.

Фюзеляж вертольота типу напівмонокок, складається з носової частини, центральної частини, хвостової балки й кінцевої балки.

Шасі вертольота трьохопорне з додатковою хвостовою опорою. Колеса передньої опори самоорієнтовані не гальмові, колеса основних опор мають колодкові гальма із пневматичним керуванням.

Системи керування вертольотом подвійні. Для зменшення навантажень на командних важелях застосовуються гідро підсилювачі, які працюють за необоротною схемою, тобто сприймають все навантаження від НГ і КГ. Для створення почуття керування в системах поздовжнього, поперечного й шляхового керування встановлені пружинні завантажувальні механізми. Для зняття навантажень від пружин використовуються електромагнітні гальма ЕМТ-2М. У системі шляхового керування додатково встановлена система рухливого упору керування СПУУ-52-1, що автоматично обмежує максимальний кут установки лопат кермового гвинта залежно від тиску й температури навколишнього середовища, що охороняє трансмісію вертольота від перевантажень при високій щільності повітря й забезпечує достатній запас шляхового керування при низькій щільності повітря.

Для забезпечення роботи гідро підсилювачів, які встановлені в системах керування на вертольоті є основна й дублююча гідросистеми.

Паливна система має один видатковий і два підвісних паливних баки. Для збільшення дальності польоту усередині фюзеляжу можна встановити ще два додаткових паливних баки. Загальна місткість паливної системи (із двома додатковими баками) 4415 л.

На вертольоті встановлено три автономних масло системи: дві для змащення двигунів і одна для змащення головного редуктора.

Протипожежна система дозволяє автоматично виявити й ліквідувати пожежу в наступних відсіках:

- у відсіку лівого двигуна;
- у відсіку правого двигуна;
- у відсіку головного редуктора й у відсіку ДСУ АІ-9;
- у відсіку газового обігрівача КО-50.

Протильодова система вертольота призначена для запобігання зледеніння й для видалення льоду з поверхні лопат несучих і кермового гвинтів, двох передніх оглядових стекол кабіни екіпажа, пілозахисних пристроїв і вхідних частин двигунів.

Протильодова системи гвинтів і стекол працюють на принципі електрообігрівання.

Протильодова система ПЗУ змішана повітряно-теплової й електротеплової дії, а протильодова система вхідних частин двигунів повітряно-теплової дії.

Нормальні температурні умови в кабінах вертольота забезпечує система обігріву й вентиляції. Обігрів кабін вертольота здійснюється гасовим обігрівачем КО-50, а вентиляція здійснюється за допомогою вентилятора, що входить у комплект КО-50.

Для виконання аварійно-рятувальних робіт на вертольоті встановлюються бортова стріла й вантажна електролебідка ЛПГ-150М вантажопід'ємністю 150 кг.

Експлуатація вертольота дозволяється в діапазоні температур зовнішнього повітря від мінус 50°C до +50°C.

Польоти в умовах зледеніння при температурі зовнішнього повітря нижче мінус 12°C забороняються.

### **Масові і центровочні дані:**

Злітна маса:

- максимальна.....13000 кг
- нормальна.....11100 кг

Маса порожнього вертольота..... 7150 кг

Максимальна маса вантажу:

- усередині фюзеляжу.....4000 кг
- на зовнішній підвісці .....3000 кг

Максимальна кількість пасажирів:

- у транспортному варіанті.....22 чол
- у санітарному варіанті.....12 хворих на носилках і 1 медпрацівник

Гранично припустимі центрування:

- передня:
  - для польотної маси 12500 кг і менше .....+300 мм
  - при польотній масі 13000 кг .....+257 мм
- задня:
  - для польотної маси 12570 кг і менше ..... -95 мм
  - при польотній масі 13000 кг .....+20 мм

При проміжних значеннях польотних мас від 12500 кг до 13000 кг припустимі центрування змінюються за лінійним законом (відповідно до графіка в КЛЕ вертольота)

**Основні льотні дані:**

Максимальна швидкість польоту (по приладу) на висотах від 0 до 1000 м:

- при масі вертольота 13000 кг ..... 230 км/год.
- при масі вертольота 11100 кг і менше. .... 250 км/год.

**Примітки:**

1. При нормальній злітній масі й заднім центруванні (при положенні загального центру мас вантажу, що транспортується, проти відповідної червоної стрілки на правому борті вантажної кабіни) максимальна швидкість польоту обмежується до 240 км/год.

2. При польотній масі більше нормальної для вертольота з негативним центруванням максимальна швидкість польоту в наборі висоти обмежується до 220 км/год.

Крейсерська швидкість польоту (по приладу) на висотах від 0 до 1000 м:

- при масі вертольота 13000 кг ..... 205-215 км/год
- при масі вертольота 11100 кг і менше ..... 220-230 км/год

Економічна швидкість ..... 120 км/год

Мінімальна швидкість горизонтального польоту (по приладу)

на висотах від 0 до 1000 м. .... 60 км/год

Максимальна висота польоту:

- при масі вертольота 13000 кг ..... 4800 м
- при масі вертольота 11100 кг і менш ..... 6000 м

Статична стеля в стандартних атмосферних умовах

(с виключеним відбором повітря на ежектор ПЗУ):

- при масі вертольота 13000 кг ..... 1500 м
- при масі вертольота 11100 кг ..... 3980 м

Максимальна вертикальна швидкість (у землі):

- при масі вертольота 13000 кг ..... 6,7 м/сек
- при масі вертольота 11100 кг ..... 10,2 м/сек

Вертикальне зниження й моторне планування на швидкостях менше 40 км/год дозволяється виконувати з вертикальною швидкістю не більше 4м/с.



**Геометричні дані:**

Довжина вертольота:

- без НГ і КГ ..... 18,424 м
- з обертовими НГ і КГ ..... 25,352 м

Висота вертольота:

- без кермового гвинта ..... 4,756 м
- з КГ що обертається ..... 5,521 м

Розміри вантажної кабіни:

- довжина без вантажних стулок .... 5,34 м
- ширина по підлозі ..... 2,06 м
- висота ..... 1,8 м

Проріз дверей вантажної кабіни:

- висота ..... 1,405 м
- ширина ..... 0,825 м

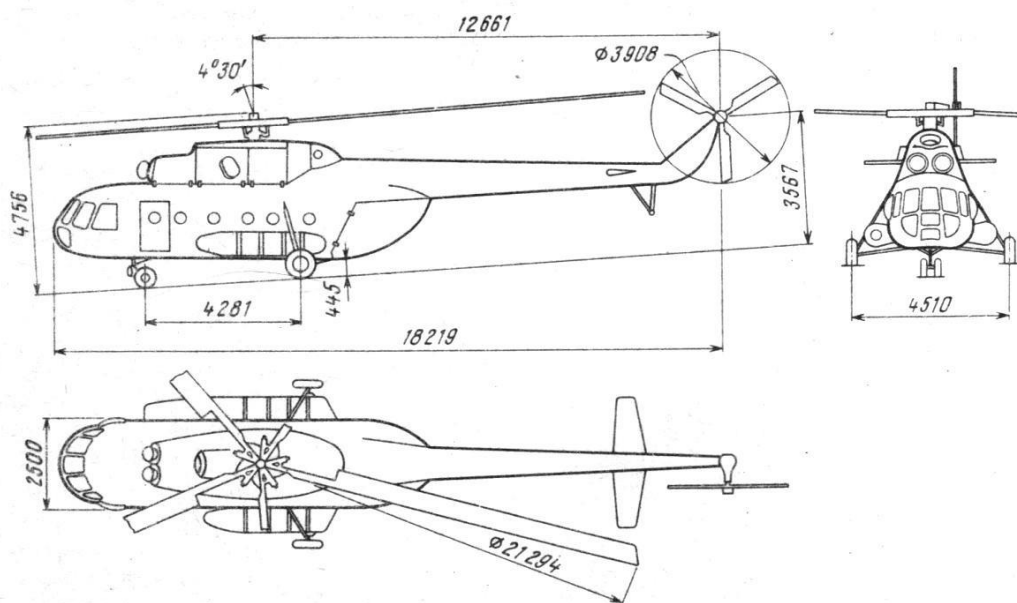
Проріз фюзеляжу в районі вантажних стулок:

- висота ..... 1,620 м
- ширина (по будівельній горизонталі) ..... 2,288 м

Кут нахилу осі НГ уперед .....  $4^{\circ}30'$

Площа стабілізатора ..... 2 м<sup>2</sup>

Кут установки стабілізатора ...  $-3^{\circ}$



Мал. 1. Загальний вигляд вертольота