*Сергієнко А.І., Чуприна В.М., Холодний Р.В. Державний науково-дослідний інститут
випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки*

МОДЕЛЮВАННЯ МІЦНОСТІ ФЕРМИ РАКЕТНО-БОМБАРДУВАЛЬНОЇ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЬОТУ Ми-8МСБ-В У ПРОЦЕСІ ВИПРОБУВАНЬ

Розглянута проблема забезпечення міцності ферми бомбардувальної установки зовнішньої підвіски вертольоту Ми-8МСБ-В при випробуваннях. Для її вирішення розроблені методики розрахунку ферми на міцність при максимальних навантаженнях і виконане моделювання конструкції на основних режимах експлуатації вертольоту. Виконано математичне моделювання ферми при максимальних запланованих перевантаженнях у польоті, для визначення критичних зусиль і максимальних напружень в елементах конструкції, а також проведений її аналіз на предмет відсутності залишкових деформацій. Виконаними розрахунками, математичним та імітаційним моделюванням доведено, що необхідні умови міцності виконуються для усіх елементів ферми при її максимальному навантаженні в основних режимах польоту.

Ключові слова: вертоліт, випробування, ферма, навантаження, міцність, розрахунок, моделювання.

Вступ. Випробування займають важливе місце в життєвому циклі сучасної техніки. Вони є невід’ємною складовою технологічного процесу виготовлення і модернізації технічних об’єктів, зокрема, військової техніки і техніки спеціального призначення [1].

Метою проведення випробувань є визначення та оцінка бойових, технічних і експлуатаційних характеристик, представлених на випробування зразків техніки.

Випробування об’єктів можуть проводитися двома основними методами:

- експериментальним методом - шляхом натурних випробувань об’єкту в певних умовах функціонування з метою його вивчення (тобто, активним спостереженням);
- моделюванням об’єкту - шляхом складання математичної (числової) моделі, як аналога об’єкту, та її вивчення при імітації різноманітних впливів.

Використання моделювання є сучасним методом, тому що дозволяє перенести реальні випробування у віртуальне середовище. При цьому можна значно розширювати кількість параметрів моделювання і задавати різноманітні моделі впливу на об’єкт. Це дозволяє суттєво скоротити терміни випробувань і зменшити загальні витрати на випробування.

В якості прикладу застосування імітаційного моделювання при випробуваннях розглянемо моделювання міцності ферми 8МТ-8700.000, яка входить до складу зовнішньої підвіски вертольоту Ми-8МСБ-В.

Установка зовнішньої підвіски вертольоту Ми-8МСБ-В (Р088704000СБ) призначена для підвіски озброєння (авіаційних бомб ФАБ-250М-62, ФАБ-500М-62, блоків Б8В20МСБ з ракетами типу С-8) або додаткових баків пального. Вона містить наступні складові (рис.1):

- дві ферми типу 8МТ-8700.000, розміщені ззовні по обох бортах фюзеляжу;
- шість балочних тримачів БДЗ-57Кр-ВМ із замками БДЗ-55М.

Рис.1. Загальний вигляд установки на вертольоті.

На рисунку 2 наведені схеми різних варіантів навантаження зовнішньої підвіски вертольоту Ми-8МСБ-В у випадку оснащення озброєнням (ракетно-бомбардувальна установка).

	1	2	3	4	5	6	
1 вар.		Б8В20МСБ	Б8В20МСБ	Б8В20МСБ	Б8В20МСБ		1470 кг
2 вар.	АБ-250	АБ-250	АБ-250	АБ-250	АБ-250	АБ-250	1783 кг
3 вар.		АБ-500	Б8В20МСБ	Б8В20МСБ	АБ-500		1823 кг
4 вар.		ВСМ	ВСМ	ВСМ	ВСМ		1516 кг

Рис. 2. Схема навантаження установки зовнішньої підвіски.

Конструкція ферми балочних тримачів вертольоту Ми-8МСБ-В зображена на рисунку 3. Кожна ферма кріпиться до вузлів фюзеляжу по шпангоутах №7 и №10. До несучих труб кожної ферми приєднуються три балочних тримача БДЗ-57КР-ВМ. Озброєння (або додаткові баки пального) підвішуються на несучі важелі замків за підвісні вушка.

а)

б)

Рис.3. Конструкція (а) і 3D-модель (б) ферми 8МТ-8700.000

Моделювання здійснювалось під час випробувань ферми 8МТ-8700.000 вертольоту Ми-8МСБ-В для перевірки міцності ферми і достовірності попередніх розрахунків, виконаних розробниками зразка.

Метою статті є розробка методики розрахунку ферми на міцність і її математичне та імітаційне моделювання, при випробуваннях конструкції на основних режимах експлуатації вертольоту.

Для попереднього (ручного) розрахунку ферми доцільно обмежитись стрижневою моделлю системи, тому що більшість з'єднань елементів ферми виконані за допомогою шарнірів. У цьому випадку моделюється одновісний напружено-деформований стан конструкції, при якому в стрижнях діють тільки сили розтягу-стиску (моменти сил відсутні).

Завданням розрахунку є визначення сил, які діють в стрижнях і вузлах зовнішньої підвіски при найбільш навантажених варіантах комплектації вертольоту, для наступних розрахунків на міцність.

На рисунку 4 показана стрижнева модель ферми. У точках 1(А), 2(В) і 3(С) ферма закріплена нерухомо до фюзеляжу вертольоту (до шпангоутів 7 і 10).

Рис.4. Стрижневі моделі ферми: реальна (а) і еквівалентна (б)

Основна рама ферми (точки 4-5-7-9-8-6) являє собою жорстку зварювальну конструкцію (раму), яка шарнірно закріплена за допомогою розкосів і кронштейнів до фюзеляжу вертольоту. Тому, для силового розрахунку цю схему можна дещо спростити, замінивши стрижневою моделлю. При силовому розрахунку визначаються реакції в опорах ферми і зусилля в елементах конструкції при максимальних навантаженнях.

Міцність ферми повинна забезпечувати можливість здійснення запланованих перевантажень вертольоту при відсутності залишкових деформацій конструкції. При цьому коефіцієнт перевантаження визначається на основі вимог норм міцності, які викладені в міжнародних Авіаційних правилах до конструкцій вертольотів [2, 3].

$$k_{\Pi} = k_{\Pi 1} \cdot k_{\Pi 2}, \quad (1)$$

де $k_{\Pi 1}=1,5$ – коефіцієнт запасу міцності деталей вертольоту;

$k_{\Pi 2}=3,0$ – коефіцієнт перевантаження вертольоту при маневрах.

Міцність підвіски вертольоту перевіряється для найбільш важких розрахункових випадків, які охоплюють усі комбінації польотних умов і варіантів навантажень. Тому, максимальний коефіцієнт перевантаження прийнято $k_{\Pi} = 1.5 \cdot 3.0 = 4.5$.

Виходячи з аналізу найбільших масово-інерційних і експлуатаційних навантажень вертольоту, при розрахунку міцності ферми прийняті дві основні схеми:

Схема 1 (рисунок 5-а) відповідає варіантам 1-4 навантажень вертольоту (див. рис. 2). При цьому максимальне навантаження відповідає варіанту 2, в якому блоки Б8В20МСБ замінені авіаційними бомбами. Тут загальна маса конструкції ферми складає $m=1162,4\text{кг}$, а сила ваги $G=m \cdot g=11387,6\text{Н}$. Для розрахунку приймаємо $G=11500\text{Н}$. При цьому центр ваги конструкції розміщений практично посередині між внутрішнім і середнім тримачами. Повна сила ваги G розподіляється на чотири складові сили G_1 - G_4 , які розподіляються прямо пропорційно відрізкам НК і НL.

Схема 2 (рисунок 5-б) відповідає варіанту навантаження сумарною силою P від залпу з 2-х блоків Б8В20МСБ, яка прикладена до середнього тримача в горизонтальному напрямі (назад відносно напрямку польоту). Згідно попереднього розрахунку реакцій від залпу ракет приймаємо $P=2000\text{Н}$.

Рис.5. Схеми навантаження ферми 8MT-8700.000 силою ваги G (а)
і силою P від залпу ракет (б)

Запропонована методика розрахунків і моделювання ферми для кожного варіанту навантаження аналогічна і включає наступні дії:

1. Побудова стрижневої 3D-моделі ферми.
2. Ручний аналітичний розрахунок реакції в опорах ферми (в точках закріплення до фюзеляжу) від завданого навантаження, шляхом складання рівнянь статичної рівноваги системи (в різних площях тривимірного простору).
3. Ручний аналітичний розрахунок сил розтягування-стиснення в стрижнях ферми методом коефіцієнтів питомої сили з подальшою їх перевіркою в програмі MathCAD.
4. Статичний розрахунок стрижневої моделі ферми методом скінчених елементів в програмі WinMachine для знаходження сил.
5. Статичний розрахунок реалістичної 3D-моделі ферми методом скінчених елементів у програмі SolidWorks Simulation для визначення розподілу напружень.
6. Ручний аналітичний розрахунок окремих елементів конструкції ферми для перевірки на міцність у місцях дії максимальних зусиль і найбільш небезпечних концентрацій напружень.

Спочатку перевіряються умови статичної визначеності просторової конструкції ферми для m стрижнів і j вузлів:

$$m < 3j - 6. \quad (2)$$

У нашому випадку ($m=11$, $j=7$) умови виконуються $11 < 3 \times 7 - 6$ ($11 < 15$). Тому, для ферми 8МТ-8700.000, як статично визначеної системи, можна скласти рівняння статичної рівноваги без додаткових умов.

На рисунках ба-бв зображені схеми до визначення реакцій в опорах (кронштейнах). У результаті складання рівнянь типу $\sum M=0$ або $\sum P=0$ отримаємо значення усіх реакцій в точках закріплення ферми 1(А), 2(В) і 3(С) по осях координат системи.

Загальна схема сил, що діє на ферму, приведена на рисунку бг.

Рис. 6. Схеми до визначення реакцій в опорах (а-в) та сил в стрижнях (г)

Для визначення сил в стрижнях ферми застосуємо діакоптичний підхід до рішення задачі по частинах. Для цього скористуємось геометричним методом перетинів (методом вирізання вузлів).

Уведемо для кожного стрижня коефіцієнт питомої сили (КПС), який визначає величину сили розтягу або стиску на одиницю довжини стрижня $T_{ij}=N_{ij}/l_{ij}$.

Для прикладу розглянемо вузол Н, в якому прикладена сила G_1 . Напишемо систему рівнянь статичної рівноваги зовнішніх і внутрішніх сил у вигляді

$$\begin{cases} T_{FH} \cdot (x_F - x_H) + T_{EH} \cdot (x_E - x_H) + T_{AH} \cdot (x_A - x_H) = 0 \\ T_{FH} \cdot (y_F - y_H) + T_{EH} \cdot (y_E - y_H) + T_{AH} \cdot (y_A - y_H) = 0 \\ -G_1 + T_{FH} \cdot (z_F - z_H) + T_{EH} \cdot (z_E - z_H) + T_{AH} \cdot (z_A - z_H) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

де x_i, y_i, z_i – координати i -го вузла в просторовій системі координат.

Розв'язок цієї системи рівнянь дає значення КПС для кожного стрижня у вузлі, по яких можна визначити величини сил в стрижнях ферми як $N_{ij} = T_{ij} \cdot l_{ij}$.

Для знаходження величин сил розтягу або стиску в інших стрижнях ферми необхідно аналогічну процедуру повторити для кожного з вузлів системи.

Перевірка правильності знаходження максимальних сил в стрижнях виконувалась в пакеті MathCAD шляхом розв'язання систем рівнянь типу (3). Для даної ферми зазвичай кількість рівнянь змінюється від 3 до 5.

Для автоматизованого розрахунку сил і напружень в конструкції ферми використовувався метод скінчених елементів, який реалізований в програмах систем автоматизованого проектування (САПР), зокрема в програмі WinMachine [4].

Базова (реалістична) тримірна стрижнева 3D-модель ферми показана на рисунку 7-а, а спрощена розрахункова модель – на рисунку 7-б. В даній моделі враховуються тільки необхідні шарнірні з'єднання стрижнів у вузлах конструкції.

Навантаження конструкції задається аналогічно попередньому розрахунку.

У результаті проведених розрахунків одержані значення усіх реакцій у вузлах закріплення та силових факторів в стрижнях ферми (рисунок 7-в,г).

Реакции в опорах

Загрузка 5

Номер опоры	Номер узла	Реакция Rx [кгс]	Реакция Ry [кгс]	Реакция Rz [кгс]	Момент Mx [Н*мм]	Момент My [Н*мм]	Момент Mz [Н*мм]
1	4	1288.1396	693.7389	25.4264	0.0000	-0.0000	-0.0000
2	5	-1277.9700	-1706.9665	13.5569	0.0000	-0.0000	0.0000
3	6	-10.1696	13.2276	-38.9833	0.0000	0.0000	-0.0000

Невязка сил [кгс] по осям: X: -0.000000 Y: 0.000000 Z: 0.000000

Невязка моментов [Н*мм] вокруг осей: X: -0.000000 Y: -0.000000 Z: 0.000000

OK ЕЩЕ...

г)

Рис.7. Розрахунки і моделювання ферми в програмі WinMachine:

а) реалістична модель; б) еквівалентна модель; в) епюри сил; г) реакції в опорах

З метою більш точного врахування пружно-деформаційних і масово-інерційних параметрів при визначенні міцності був проведений розрахунок та моделювання реальної

конструкції ферми за методом скінчених елементів в САПР SolidWorks (модуль Simulation) [5,6].

На рисунку 8 приведена розрахункова модель ферми і приклад її розрахунку.

Завдання граничних умов для ферми здійснювалось шляхом фіксації її конструкції в трьох базових точках (опорах А,В,С) за допомогою закріплення відповідних кронштейнів К1, К4, К6 до фюзеляжу вертольоту (до «землі»).

Рис.8. Розрахункова модель ферми в програмі SolidWorks Simulation

При моделюванні пружної системи ферми до конструкції прикладались різні розрахункові навантаження (з урахуванням необхідних коефіцієнтів перевантаження). У даному прикладі навантаження здійснювалось силою ваги G , яка розподілена по вузлах.

Згідно методу скінчених елементів, на основі розрахункової моделі, автоматично побудована гетерогенна мережа скінчених елементів, яка для даної ферми складається з 1507347 вузлів (на рисунку також показаний її збільшений фрагмент). На наступному етапі виконувались відповідні розрахунки пружно-деформованого стану ферми. На цьому ж рисунку наведений протокол розрахунку моделі ферми з відповідними відкритими вікнами і графіками.

Оцінка міцності конструкції виконувалася з використанням максимальних напружень за von Mises для пластичних матеріалів.

Результати розрахунку представлені на рисунку 9 у вигляді розподілених полів напружень і деформацій ферми. Тут показані результати моделювання напружено-деформованого стану ферми (карта напружень) для одного з розрахункових варіантів навантажень.

Аналіз результатів розрахунків і моделювання усіх варіантів напружено-деформованого стану ферми, при максимальних навантаженнях показав, що її конструкція в цілому відповідає нормам міцності Керівництва для конструкторів «Норми міцності вертольотів 1961 року» [7].

Проведені наступні льотні випробування даної конструкції ферми з максимальним навантаженням і при досяжних максимальних перевантаженнях (з проведенням стрільб та бомбометання) підтвердили відсутність залишкових деформацій, а відповідно і коректність проведених розрахунків та моделювання.

Рис.9. Приклад моделювання ферми в програмі SolidWorks:
а) епюра напружень; б), в) зондування напружень в окремих елементах;
г) епюра деформацій конструкції

Висновки

Виконаними розрахунками, математичним і імітаційним моделюванням, а також наступними експериментальними дослідженнями під час випробувань доведено, що необхідні умови міцності виконуються для усіх елементів ферми при її максимальному навантаженні в основних режимах польоту.

Проведене моделювання показало, що розрахунки міцності ферми можна виконувати різними методами - ручним аналітичним або автоматичним (автоматизованим) з використанням універсальних програм САПР (MathCAD, WinMachine, SolidWorks Simulation, ANSYS і ін.). Проте, останні методи забезпечують більш високу точність розрахунків і практично необмежені можливості імітаційного моделювання конструкцій.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Dmytriiev V.A. Modern Methods of Modelling in Testing and Certification of Special Technique / V.A. Dmytriiev, V.M. Chupryna, E.K. Chimbanga // Математичне та імітаційне моделювання систем. Матеріали XIII Міжнародної науково-практичної конференції "МОДС-2018", Чернігів, 25 – 29 червня 2018 року, Україна, м.Київ – м.Чернігів – с.Жукін. – Чернігів: ЧНТУ, 2018. – С. 376-378.
2. Electronic Code of Federal Regulations. Title 14: Aeronautics and Space. Chapter I – Federal Aviation Administration, Department Of Transportation. Subchapter C – Aircraft. Part 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.14
3. European Defence Agency. European Military Airworthiness Certification Criteria (EMACC) [Електронний ресурс] – Режим доступу: [www.eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emacc-hdbk-edition-3-0-\(1-feb-2018\)---endorsed-for-release.pdf](http://www.eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emacc-hdbk-edition-3-0-(1-feb-2018)---endorsed-for-release.pdf).

4. Шелюфаст В.В. Основы проектирования машин. – М.: Изд-во АПИМ, 2005 – 472 с.
5. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике / А.А.Алямовский, А.А.Собачкин, Е.В.Одинцов, А.И.Харитонович, Н.Б.Пономарев. – СПб.: БХВ-Петербург, 2008. – 1040 с.
6. Алямовский, А.А. COSMOSWorks. Основы расчета конструкций на прочность в среде SolidWorks / А.А. Алямовский. – М.: ДМК Пресс, 2010. — 784 с.
7. Руководство для конструкторов вертолетов. Том II. Прочность вертолета. Выпуск 2. Расчет и испытания вертолетов на прочность при переменных нагрузках. – М.: ЦАГИ, 1962.

Сергієнко Андрій Іванович

провідний науковий співробітник
науково-дослідного відділу Державного
науково-дослідного інституту
випробувань і сертифікації озброєння та
військової техніки, Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1607-6056>
+38095-386-70-97

Andriy Sergienko

Lead Researcher of State Scientific Research
Institute of Armament and Military Equipment
Testing and Certification, Chernihiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1607-6056>
+38095-386-70-97

Чуприна Володимир Михайлович

доктор технічних наук, доцент, провідний
науковий співробітник Державного
науково-дослідного інституту
випробувань і сертифікації озброєння та
військової техніки, Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4886-090X>
+38068-131-66-06

Volodymyr Chupryna

Doctor of Technical Sciences, Associate
Professor, Lead Researcher of State Scientific
Research Institute of Armament and Military
Equipment Testing and Certification, Chernihiv,
Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4886-090X>
+38068-131-66-06

Холодний Руслан Віталійович

науковий співробітник Державного
науково-дослідного інституту випробувань
і сертифікації озброєння та військової
техніки, Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1168-5215>
+38093-583-49-80

Ruslan Kholodnyi

Researcher of State Scientific Research Institute
of Armament and Military Equipment Testing
and Certification, Chernihiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1168-5215>
+38093-583-49-80

**MODELING OF THE FRAME STRENGTH OF THE MISSILE AND BOMBING GEAR
OF THE Mi-8МСБ-В HELICOPTER IN THE TEST PROCESS**

A. Sergienko, V. Chupryna, R. Kholodnyi

The problem of ensuring the frame strength of missile and bombing gear of the Mi-8МСБ-В helicopter pylon in the course of testing is considered. The methods of calculation of the frame strength at maximum load are developed to solve this problem; as well as modeling of design for the main operating modes of the helicopter is conducted.

Previously, on the basis of force factors the loading coefficients of the helicopter on its operational modes are determined, particularly in combat use (dive with a volley of missiles and bombing).

While conducting modeling the advanced methods of calculating the design of the frame strength parameters were applied, i.e. the analytical manual calculation and computational programs of computer-aided design (CAD). Manually calculating the forces and stresses in the framework (using cut nodes) the frame was idealized as rod model with hinged connections of the elements in the nodes A system of equations for each node was formed, which were solved in MathCAD. In the automated calculation of forces and stresses in the design of the frame the finite element method was implemented, which is used in WinMachine programs and SolidWorks Modeling.

The mathematical modeling of the frame was made at the maximum anticipated in-flight loads for determination the critical force and the maximum stress in the construction elements. In addition, the analysis for the redundant deformation was carried out.

Performed calculations, mathematical and simulation modelling proved that the necessary strength requirements are met for all the elements of the frame under its maximum load in all flight operational modes.

Keywords: helicopter, test, frame, load, strength, calculation, modeling.