

*Володимир Іванович Мірненко (д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри)*

*Дмитро Іванович Дуленко (ад'юнкт)*

*Валентин Петрович Диптан (канд. військ. наук, доцент кафедри)*

*Національний університет оборони України імені Івана Черняхівського, Київ, Україна*

### МОДЕЛІ ТА МЕТОДИ ОЦІНКИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЖОРСТКИХ ПОКРИТТІВ АЕРОДРОМІВ ВІЙСЬКОВОГО ПРИЗНАЧЕННЯ НА ОСНОВІ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ

В роботі розкрито підхід щодо розробки методики оцінки напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів військового призначення на основі кінцево-елементного аналізу. Визначено основні фактори, що впливають на виникнення пошкоджень жорстких покриттів аеродромів військового призначення. Для оцінки напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів військового призначення на основі кінцево-елементного аналізу запропоновано програмний комплекс – MSC NASTRAN for WINDOWS. Встановлено, що циклічне контактне навантаження від літальних апаратів різних типів у порівнянні з ненавантаженою частиною плити жорсткого покриття аеродрому військового призначення збільшується в 5...16 разів. Розроблена методика дозволяє прогнозувати стан жорсткого покриття аеродрому військового призначення.

**Ключові слова:** аеродроми військового призначення, жорсткі покриття аеродромів, напружено-деформований стан, метод кінцево-елементного аналізу.

**Постановка проблеми.** Відомо, що аеродроми військового призначення представляють собою ділянку суші або водної поверхні, яка призначена повністю або частково для прибуття, відправлення і руху літальних апаратів та характеризуються за довжиною основної злітно-посадкової смуги, міцністю штучних (жорстких) покриттів, а також різною за величиною інтенсивністю змінного навантаження [1]. Жорстке покриття аеродрому (ЖПА) безпосередньо приймає навантаження від впливу літальних апаратів військового призначення, експлуатаційної техніки та факторів зовнішнього середовища. Проте, повне врахування усіх факторів у ході проектування жорстких покриттів аеродромів військового призначення не дозволяє прогнозувати їх довговічність на стадії експлуатації [2]. Тому одним з складних завдань в ході безпосередньої експлуатації жорстких покриттів аеродромів військового призначення є збереження та прогнозування їх довговічності.

Відомі різні причини виникнення пошкоджень жорстких покриттів аеродромів [2, 3, 4]. Основними факторами, які сприяють виникненню пошкоджень є навантаження від літальних апаратів та вплив погодно-кліматичних явищ, особливо температури зовнішнього середовища. При цьому, процеси виникнення пошкоджень пропонується розглядати шляхом фізико-математичного моделювання роботи шарів жорсткого покриття аеродрому, а саме досліджувати напружено-деформований стан покриття в результаті впливу різноманітних навантажень. Тому, в роботі [5] запропоновано методику математичного моделювання прогнозування стану жорстких покриттів аеродромів, в якій одним з елементів є проведення

розрахункових експериментальних досліджень для оцінки напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів з використанням методу кінцево-елементного аналізу [6].

Враховуючи це **метою статті** є розробка методики оцінки напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів військового призначення на основі методу кінцево-елементного аналізу.

**Виклад основного матеріалу дослідження.** Розрахунок напружено-деформованого стану (НДС) жорсткого покриття аеродрому проводиться при спільному впливі на них умов зовнішнього середовища та навантаження від літаків при посадці.

Методика розрахунку НДС жорсткого покриття аеродрому з врахуванням спільних впливів умов зовнішнього середовища та навантаження від літаків при посадці складається з декількох етапів: розв'язування задачі нестационарної теплопровідності для визначення залишкових напружень; визначення напружень від силового та температурного навантаження; отримання НДС методом суперпозиції.

Для точки тіла, яку розглядаємо в межах скінченного елемента (СЕ), вводяться вектори повних і температурних деформацій, напружень [7, 8]:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}, \gamma_{12}, \gamma_{23}, \gamma_{31}\}^T, \quad (1)$$

$$\{\varepsilon^T\} = \{\alpha_T\}^T \Delta T = \{\alpha_T, \alpha_T, \alpha_T, 0, 0, 0\}^T \Delta T, \quad (2)$$

$$\{\sigma\} = \{\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}, \sigma_{12}, \sigma_{23}, \sigma_{31}\}^T, \quad (3)$$

де  $\gamma_{ij} = 2\varepsilon_{ij}$ ,  $i \neq j$ ; а також аналогічний по заповненню вектор  $\{\varepsilon^e\}$  пружних деформацій.

Вводиться матриця базисних функцій  $[\phi]$ ,  
 $\{U\} = [\phi]\{q\}_e$  (4)

де величини переміщень  $U_m$  зведені у вектор

$$\{U\} = \{U_1, U_2, U_3\}^T, \quad (5)$$

а вектор переміщень у вузлах КЕ

$$\{q\}_e = \{q_1, q_2, \dots, q_{3M}\}^T. \quad (6)$$

де  $M$  – число вузлів в КЕ.

Вводиться матриця диференціювання по глобальним координатам  $[B]$  у вигляді

$$\{\varepsilon\} = [B]\{q\}_e. \quad (7)$$

Конкретизація матриць  $[\phi]$  і  $[B]$  що зв'язана лише з типом КЕ і системою глобальних координат, тут несуттєва.

Вводиться матриця модулів пружності в головних осях симетрії  $[D]$ . В розглядуваному випадку пружної ізотропії її наводиться у вигляді:

$$[D] = 2G(x^i, T) \cdot \begin{pmatrix} a & b & b & 0 & 0 & 0 \\ b & a & b & 0 & 0 & 0 \\ b & b & a & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c \end{pmatrix}, \quad (8)$$

де  $2G(x^i, T) = E / (1 + \mu)$ ;

$a = (1 - \mu) / (1 - 2\mu)$ ;  $b = \mu / (1 - 2\mu)$ ;  $c = 0.5$ ;

$E = E(x^i, T)$  – модуль Юнга;  $\mu = \mu(x^i, T)$  – коефіцієнт Пуассона.

Приведемо крайову задачу термопружності до системи алгебраїчних рівнянь.

Функціонал (9), отриманий при постановці крайової задачі, з урахуванням введених позначень і можливості суперпозиції робіт по СЕ, обумовлений тим, що СЕ взаємодіють один з одним у вузлах і не перетинаються, та записуються як [8]

$$F(\mathcal{U}_m) = \int_{\Omega} \sigma_{mn} \delta \varepsilon_{mn} d\Omega - \int_{\Omega} \hat{O}_m \mathcal{U}_m d\Omega - \int_{S_p} \hat{P}_m \mathcal{U}_m dS \quad (9)$$

$$F(\{\delta q\}_e^T) = \sum_e \{\delta q\}_e^T \{q\}_e \int_{\Omega} [B]^T [D] [B] d\Omega +$$

$$\sum_e \{\delta q\}_e^T \left( - \int_{\Omega} [\phi]^T \{\hat{O}\} d\Omega - \int_{S_p} [\phi]^T \{\hat{P}\} dS - \int_{\Omega} [B]^T [D] \{\alpha_T\} \Delta \bar{T} d\Omega \right),$$

де позначені вектора навантажень  $\{\hat{O}\} = \{\hat{O}_1, \hat{O}_2, \hat{O}_3\}^T$ ;  $\{\hat{P}\} = \{\hat{P}_1, \hat{P}_2, \hat{P}_3\}^T$ ;  $S_p^e$  – сторона СЕ, що виходить на  $S_p$  тіла; знак  $\sum_e$

означає збірку по всім СЕ, що містять розглядуваний ступінь свободи вузла.

Використовуючи умову мінімізації функціоналу (10) у вигляді  $\partial F / \partial \{\delta q\}_e^T = 0$ , отримуємо систему лінійних алгебраїчних рівнянь (СЛАР) виду

$$[K]\{q\} = \{P\} + \{R\} \quad (11)$$

відносно глобального вектору дійсних переміщень  $\{q\}$ . В (11) позначені збірки по ступеням свободи:

$$[K] = \sum_e [K]_e; \{q\} = \sum_e \{q\}_e; \{P\} = \sum_e \{P\}_e; \{R\} = \sum_e \{R\}_e \quad (12)$$

де

$$[K]_e = \int_{\Omega^e} [B]^T [D] [B] d\Omega; \quad (13)$$

$$\{P\}_e = \int_{\Omega^e} [\phi]^T \{\hat{O}\} d\Omega + \int_{S_p^e} [\phi]^T \{\hat{P}\} dS; \quad (14)$$

$$\{R\}_e = \int_{\Omega^e} [B]^T [D] \{\alpha_T\} \Delta \bar{T} d\Omega. \quad (15)$$

Вектор  $\{P\}$  обумовлений зовнішніми силовими навантаженнями і масовими силами; вектор  $\{R\}$  – фіктивними, відзеркалюючими вплив температури. Після рішення системи (11) в кожному скінченному елементі з загального вектора робиться вибірка вектора переміщень у вузлах СЕ (6), використовуючи формулу (7) знаходяться компоненти деформацій і напружень відповідно, з яких можна визначити майже всі похідні величини: головні напруження, інтенсивність напружень та ін.

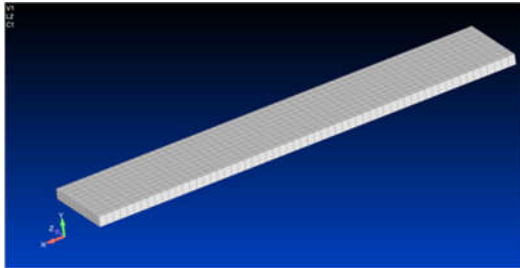
Виконання інженерних розрахунків на міцність елементів конструкцій при сучасному розвитку обчислюваної техніки стало більш зручним та надійним (точним), завдяки використанню програмного забезпечення на основі методу скінченних елементів, реалізованих у таких відомих програмах як NASTRAN, ANSYS, ABAQUS, COSMOS та ін. Вони дозволяють змоделювати складні геометричні форми деталі або конструкції з урахуванням будь-якого типу експлуатаційного навантаження.

Розповсюдженість цих програм обумовлена використанням їх для розрахунку складних задач механіки деформованого твердого тіла, задач теплопровідності, теорії коливань та інших специфічних розрахунків, таких як розрахунок елементів конструкції на міцність від впливу радіаційного випромінювання. Деякі з них дозволяють проводити оптимізацію конструкції за граничними напруженнями та за геометричними розмірами обчислюємої конструкції.

Побудова та розрахунок моделей проводився в ліцензійному скінченно-елементному комплексі MSC VISUAL NASTRAN for WINDOWS 2003, вибір якого обумовлювався відносною простотою та значною універсальністю. Він розрахований на аналіз стаціонарних та нестаціонарних задач теплопровідності, задач статичної термопружності, частотний аналіз, оптимізацію конструкції та інших розрахунків. Він має всі необхідні інструменти для підготовки і проведення повного циклу розрахунків.

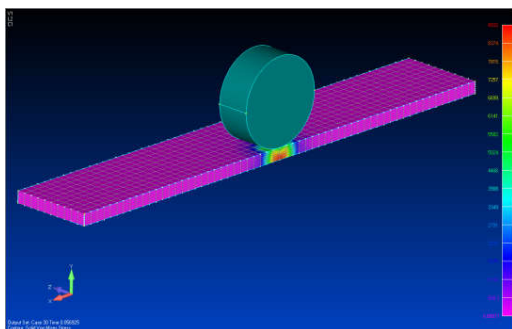
На рис.1 показана модель жорсткого покриття аеродрому, виконана в програмному комплексі MSC NASTRAN for WINDOWS. Важливим етапом у кінцево-елементному аналізі є побудова розрахункової моделі і її кінцево-елементної сітки. Дискретизація досліджуваної області на кінцеві

елементи є складною і відповідальною процедурою, від якої суттєво залежить якість одержаного рішення. При створенні кінцево-елементної сітки зразків необхідно врахувати, що найбільш густа сітка необхідна у тій частині злітно-посадкової смуги, де градієнт температур, деформацій або напружень є ймовірно більшим. Менш густа сітка використовується в зонах злітно-посадкової смуги із більш або менш постійними

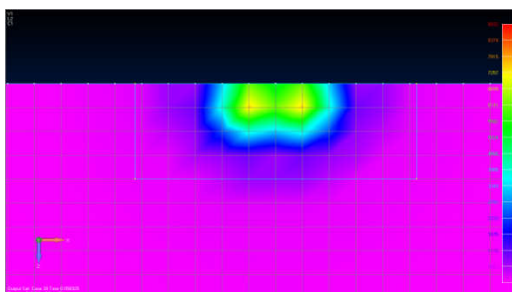


**Рисунок 1. Модель жорсткого покриття аеродрому військового призначення, що виконана в програмному комплексі MSC NASTRAN for WINDOWS.**

деформаціями або напруженнями, а також у місцях, які не потребують детального аналізу. Також, лінійні елементи 1-го порядку наближення вимагають більш густої сітки, ніж квадратичні з його апроксимацією.



**Рисунок 2. 1/2 частини залізобетонної плити ПАГ – 14 з навантаженням від колеса літака Ан-26.**



**Рисунок 3. Навантаження від 1/2 частини колеса літака Ан - 26.**

Важливо відмітити, чим важче модель, тим більше кінцевих елементів необхідно для її розбиття, а відповідно час, що витрачено на

розрахунок збільшується в геометричній прогресії.

Тому для прискорення розрахунку дуже часто розглядають не всю модель, а тільки її симетричну частину, або окремих елемент.

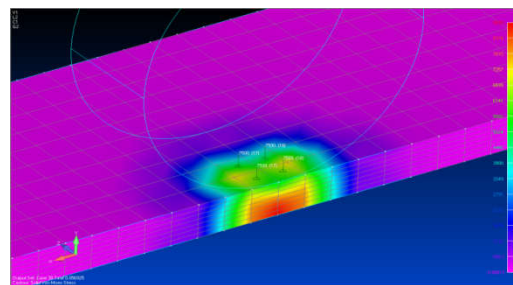
В свою чергу кінцевим елементам задаються властивості матеріалу, а також прикладаються навантаження та закріплення.

Таким чином, розглянута 1/2 частина залізобетонної плити ПАГ – 14 (рис. 2) з навантаженням від колеса літака Ан 26.

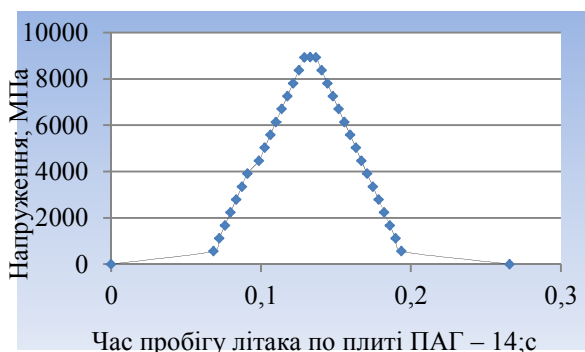
Таким чином, розглянута 1/2 частина залізобетонної плити ПАГ – 14 (рис. 2) з навантаженням від колеса літака Ан 26.

Вага літака приймається максимальною злітною, яка дорівнює 24000 кг. Основна маса навантаження при посадці приходить на основні опори літака (на 4-ри колеса), тобто по 6000 кг на кожне колесо. Розглядаємо 1/2 частину колеса – 3000 кг. Навантаження 1/2 частини колеса приходить на 4-ри кінцевих елемента (рис. 3), тому навантаження ділиться ще на 4-ри рази та отримуємо 750 кг (рис.4). Модель розбита на гексагональні кінцеві елементи з числом елементів – 4200, числом вузлів – 5368.

Характеристики матеріала плити ПАГ - 14 наведено в табл.1.



**Рисунок 4. Навантаження 1/2 частини колеса.**



**Рисунок 5. Графік залежності напруження, яке виникає в ЖПА під час посадки літака від часу пробігу літака по плиті.**

Посадкова швидкість літака знаходиться в межах 190 км/год. Виходячи з цього пробіг по плиті ПАГ – 14 (6 м) на етапі посадки складає порядку 0,1328 с. Час на пробіг літака по плиті аеродромній довжиною в 6 м складає ≈0.114 с. Розрахунок напружено-деформованого стану жорсткого покриття аеродрому в програмному

комплексі MSC NASTRAN for WINDOWS показав, що збільшення циклічного контактного навантаження до 8940 МПа у порівнянні з ненавантаженою частиною плити збільшує напруження в 16 разів (рис. 5).

Проведені аналітичні розрахунки за наведеною вище методикою вказують на їх достовірність. Розрахунок показав, що чисельний розрахунок у програмному комплексі MSC NASTRAN for WINDOWS та аналітичний розв'язки співпадають.

Таблиця 1. Характеристики матеріалу плити ПАГ – 14

Бетон		
Модуль пружності; $E$	Па	3,1E+10
Коефіцієнт Пуассона; $\mu$		0,15
Щільність; $\rho$	кг/м <sup>3</sup>	2500
Коефіцієнт лінійного розширення	10 <sup>-5</sup> °C <sup>-1</sup>	1
Теплопровідність; $k$	Вт/(мК)	1,28
Теплоємність; $C_p$	с, Дж/(кг×К)	1130
Початкова температура $T_0$	°C	20

На рис.6 наведено структуру методики оцінки НДС ЖПА за допомогою методу кінцево-елементного аналізу.

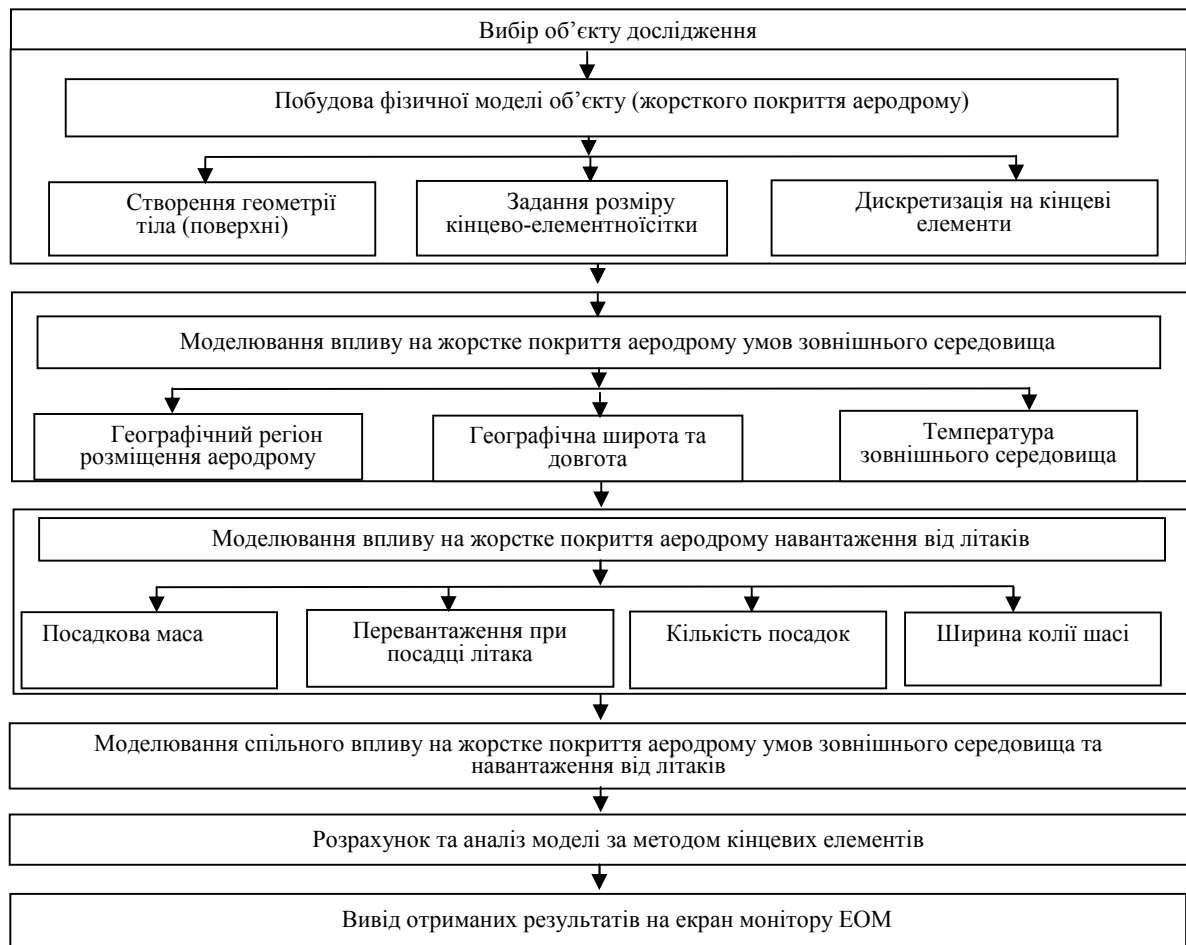


Рисунок 6. Структура методики оцінки напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів за допомогою методу кінцево-елементного аналізу.

**Висновки й перспективи подальших досліджень.** 1. Запропонована методика вирішує завдання щодо зберігання та прогнозування довговічності жорстких покриттів аеродромів військового призначення у залежності від типів літальних апаратів та кількості посадок.

2. Методика розрахунку напружено-деформованого стану жорстких покриттів аеродромів військового призначення враховує одночасний вплив зовнішнього середовища та навантаження від літаків при посадці. При цьому враховуються етапи нестационарної теплопровідності в умовах силового та температурного навантажень.

3. Побудована фізична модель жорсткого покриття аеродрому військового призначення дозволяє визначити кількість циклів до руйнування в умовах одночасної дії силового навантаження та температури зовнішнього середовища.

4. На основі фізичної моделі жорсткого покриття аеродрому встановлено, що збільшення циклічного контактного навантаження від літака Ан-26 до 8940 МПа, у порівнянні з ненавантаженою частиною плити збільшує напружено-деформований стан покриття в 16 разів.

### Література

1. Рішення науково-технічної ради міністерства регіонального розвитку, будівництва та житлово-комунального господарства України // Про здійснення супроводження підрозділами Мінрегіону чинних ДБН, СНиП та СН. Додаток 1 до рішення, 2014.

2. **Мозговий В. В.** Підвищення довговічності асфальтобетонних покриттів автомобільних доріг і аеродромів за рахунок застосування нових полімерних матеріалів / В. В. Мозговий, А. М. Онищенко, В. Ф. Невінгловський // Дороги і мости. – 2010 – Вип. 12 – С. 140-144.

3. ГБН В.2.3-37641918-557:2016 «Автомобільні дороги. Дорожній одяг жорсткий. Проектування» - КИЇВ: Міністерство інфраструктури України. 2016.

4. Международные стандарты и рекомендуемая практика. Аэродромы. Приложение 14 к конвенции о международной гражданской авиации. Том 1. Проектирование и эксплуатация аэродромов. ИКАО. –

Монреаль, 1999. - 223 с.

5. **Мірненко В. І.** Методика математичного моделювання прогнозування стану жорстких аеродромних покриттів / В.І. Мірненко, М.Ф. Полторак, Д.І. Дуленко/ Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. – 2017 №1 (28). – С. 96-100.

6. **Галлагер Р.** Метод конечных элементов. Основы. Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 428 с.

7. **Ляшенко Б. А., Мірненко В. І., Соловых Е. К., Рутковский А. В., Черновол М. И.** Оптимизация технологии нанесения покрытий по критериям прочности и износостойкости. /Под ред. В.В. Харченко/ Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, 2010. – 193 с.

8. **Калініченко В. І.** Напружено-деформований стан та міцність зносостійких дискретних покриттів: дис. канд. техн. наук: 05.02.09 / Калініченко Віталій Іванович. – К., 2006. – 142 с.

### МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЖЕСТКИХ ПОКРЫТИЙ АЭРОДРОМОВ ВОЕННОГО ПРЕДНАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА

*Владимир Иванович Мирненко (д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой)*

*Дмитрий Иванович Дуленко (адъюнкт)*

*Валентин Петрович Диптан (канд. військ. наук., доцент кафедри)*

*Национальный университет обороны Украины имени Ивана Черняховского, Киев, Украина*

*В работе раскрыт подход к разработке методики оценки напряженно-деформированного состояния жестких покрытий аэродромов военного назначения на основе конечно-элементного анализа. Определены основные факторы, которые влияют на возникновение поврежденных жестких покрытий аэродромов военного назначения. Для оценки напряженно-деформированного состояния жестких покрытий аэродромов военного назначения на основе конечно-элементного анализа предложен программный комплекс MSC NASTRAN for WINDOWS. Установлено, что циклическая контактная нагрузка от летательных аппаратов разных типов в сравнении с ненагруженной частью плиты жесткого покрытия аэродрома военного назначения увеличивается в 5 ... 16 раз.*

**Ключевые слова:** аэродромы военного назначения, жесткие покрытия аэродромов, напряженно-деформированное состояние, метод конечно-элементного анализа.

### MATHEMATICAL SIMULATION METHODOLOGY FOR PREDICTION OF THE AIRFIELD HARD SURFACE CONDITION

*Volodymyr I. Mirnenko (Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the chair)*

*Dmytro I. Dulenko (adjunct)*

*Valentin P. Dyptan (Cand. troops Sciences., Associate Professor)*

*The National Defence University of Ukraine named after Ivan Chernyakhovsky*

**Abstract:** *The approach to the development of a technique for estimating the stress-strain state of rigid coatings of airfields for military use based on finite element analysis is disclosed. The main factors affecting the occurrence of damage to hard surfaces of aerodromes of military designation are determined. The content of the main stages of the methodology is determined. To evaluate the stress-strain state of rigid coatings of airfields of military designation, based on the finite element analysis, the software package MSC NASTRAN for WINDOWS was proposed. It is established that an increase in the cyclic contact load from aircraft of different types in comparison with the unloaded part of the hard-surface slab of the military-purpose aerodrome increases the stress-strain state of the coating by 5 ... 16 times.*

**Keywords:** *aerodromes of military designation, rigid airfield coverages, stress-strain state, finite element analysis method.*

### References

1. Rishennya naukovo-tekhnichnoyi rady ministerstva rehionalnoho rozvytku, budivnytstva ta zhytlovo-komunalnoho hospodarstva Ukrayiny // Pro zdiysnennya suprovodzhennya pidrozdilamy Minrehionu

chynnykh DBN, SNyP ta SN. Dodatok 1 do rishennya, 2014.

2. **Mozhovyy V. V.** Pidvyshchennya dovhovichnosti asfaltobetonykh pokryttiv avtomobilnykh dorih i

aerodromiv za rakhunok zastosuvannya novykh polimernykh materialiv / V. V. Mozhovyy, A. M. Onyshchenko, V. F. Nevinhlovskyy // Dorohy i mosty. – 2010 – Vyp. 12 – S. 140-144.

3. HBN V.2.3-37641918-557:2016 «Avtomobilni dorohy. Dorozhniy odyah zhorstkyy. Proektuvannya» - KYIV: Ministerstvo infrastruktury Ukrayiny. 2016.

4. Internationalstandard and recommended practice. Aerodromes Annex 14 to the Conventionon International Civil Aviation. Volume 1. Designing and operating aerodromes. ICAO -Montreal, 1999. - 223 p.

5. **Mirnenko V. I.** Metodyka matematychnoho modelyuvannya prohnozuvannya stanu zhorstkykh aerodromnykh pokryttiv / V. I. Mirnenko, M. F. Poltorak, D.

I. Dulenko Suchasniy nformatsiyni tekhnolohiyi u sferi bezpeky ta oborony. – 2017 №1 (28). – S. 96-100.

6. **Gallagher R.** Finite Element Method. Fundamentals: Per. fromenglish - M.: Mir, 1984. - 428 pp.

7. **Lyashenko B. A., Myrnenko V. Y., Solovykh E. K., Rutkovskyy A. V., Chernovol M. Y.** Optymyzatsyya tekhnolohy nanesenya pokrytyv po kryteriyam prochnosty y yznosostoykosty. // Podred. V.V. Kharchenko/ Kyev: Ynstytut problem prochnosty ym. H.S. Pysarenko NAN Ukrayny, 2010. – 193 s.

8. **Kalinichenko V.I.** Napruzhenodeformovanyy stan ta mitsnist znosostiykykh dyskretnykh pokryttiv: dys. kand. tekhn. nauk : 05.02.09 / Kalinichenko Vitaliy Ivanovych. – K., 2006. – 142 s.