

В. М. Онищенко, В. Ж. Яшенюк, А. О. Дерев'янюк

**ОЦІНКА НАВАНТАЖЕННЯ ПЛАНЕРА ПОВІТРЯНОГО СУДНА І РЕСУРСУ  
КОНСТРУКЦІЇ З ВИКОРИСТАННЯМ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ АЕРОПРУЖНОСТІ**

**Анотація:** показано застосування математичних моделей (ММ) аеропружності повітряного судна (ПС) для оцінки навантаження конструкції, визначення напружено-деформованого стану силових елементів, їх міцності і витрати ресурсу в процесі експлуатації. ММ аеропружності побудовані на основі «повних» і спрощених розрахункових моделей і дозволяють в реальному часі проводити числові розрахунки щодо функціонування та навантаження ПС в різних випадках експлуатації та бойових пошкодженнях планера..

**Ключові слова:** математичні моделі аеропружності, пружні коливання, напружено-деформований стан, міцність, ресурс.

**Abstract.** The application of mathematical models (MM) of the aeroelasticity of an aircraft is shown for estimating the structural load, determining the stress-deformed state of power elements, their strength and resource consumption during operation. MM aeroelasticity are built on the basis of "full" and simplified calculation models and allow to carry out numerical calculations in real time regarding the operation and load of the aircraft in various cases of operation and combat damage of the glider.

**Key words:** mathematical models of aeroelasticity, elastic oscillations, stress-strain state, strength, resource.

**Вступ.** Для підтримання заданого рівня надійності та боєготовності авіаційної техніки в процесі її експлуатації одним з важливих та малодосліджених складових життєвого циклу ПС є оперативне визначення спектру навантаження основних силових елементів планера, а також обчислення та індивідуальний облік витрачання ресурсу конструкції ПС.

На прикладі військово-транспортного наводяться результати застосування ММ аеропружності і чисельного розрахунку на електронно-обчислюваних машинах навантаження пружної конструкції при дії неспокійної атмосфери.

**Основний матеріал.** Математичні моделі аеропружності ПС, як показує досвід їх використання, дозволяють достатньо точно описати динаміку руху конструкції, її деформування та навантаження [1, 2, 3]. Вони базуються на нестационарній аеродинаміці та динаміці польоту, автоматичі та теорії систем управління, будівельній механіці ПС та теорії пружності. Тому цю проблему природно називати аероавтопружністю.

При побудові ММ аеропружності ЛА деформація конструкції розкладається за власними функціями, що відображають пружні властивості конструкції в інтегральному сенсі. Пружні коливання і деформацію літака розраховують на основі методу заданих форм – деформацію ЛА розкладають за симетричними та кососиметричними формами вільних коливань конструкції. Пружні переміщення конструкції шукаємо у вигляді розкладання за відомими координатними векторними функціями  $\vec{\phi}_l(x, y, z)$

$$\Delta \vec{r}(x, y, z, t) = \sum_{l=1}^N \vec{\phi}_l(x, y, z) q_l(t),$$

де  $q_l(t)$  – так звані узагальнені координати, невідомі безрозмірні функції часу. В якості векторних функцій  $\vec{\phi}_l(x, y, z)$  використовуємо форми власних коливань вільного літака. Для поверхонь великого подовження при розрахунку динамічних характеристик (форм та частот власних коливань) широко застосовується балкова схематизація конструкції. Кількість  $N$  утримуваних форм  $\vec{\phi}_l(x, y, z)$  і визначає кількість ступенів свободи пружного деформування ПС.

Як розрахункову схему конструкції виберемо лінійну пружну модель. Найбільш поширена динамічна схема для літаків з несучою поверхнею великого і помірного подовження ( $\lambda > 3$ ) – балкова, де основні агрегати ЛА (крило, фюзеляж, оперення) замінюються еквівалентними балками, що мають розподілені по довжині маси і жорсткості.

Будь-який переріз балки переміщується як жорстке ціле, тому достатньо в перерізі  $z$  задати його вертикальне переміщення  $y(z, t)$  і кут повороту  $\square(z, t)$ . Переміщення осі жорсткості обумовлене деформаціями згинання і кручення балки.

Згідно з методом заданих форм, переміщення перерізу несучої поверхні описують у вигляді добутку форм на узагальнені координати  $q(t)$ , що залежать тільки від часу:

$$y(z,t) = \sum_{i=1}^N f_i(z) q_i(z,t) + \sum_{j=1}^N j(z) q_j(t),$$

Вивчення навантаження, деформування та руху транспортного літака при дії неспокійної атмосфери є одним із найважливіших завдань аеропружності. У льотній практиці зафіксовано численні випадки аварій та катастроф літаків, зумовлені впливом турбулентної атмосфери. Результати приведені для транспортного літака, який здійснює горизонтальний політ. Розглянемо випадок повздовжнього збуреного руху ЛА внаслідок впливу на ЛА дискретного пориву.

Аеродинамічні характеристики ЛА визначаються методами нестационарної аеродинаміки на основі гіпотези квазістационарності. Збурений рух ЛА як твердого тіла лінеаризований щодо базового режиму прямолінійного горизонтального польоту. Рівняння руху ЛА, пружного деформування та коливань конструкції записані на основі розкладання руху за власними функціями:

$$\begin{aligned} MU_0(\Omega_z - \alpha) &= Y, \\ I_z \Omega_z &= M_z, \\ M_l(\ddot{q}_l + 2\kappa_l \omega_l \dot{q}_l + \omega_l^2 q_l) &= Q_l, \end{aligned}$$

де  $M$  – маса ЛА;  $\Omega_z$  – проекція вектора абсолютної кутової швидкості відносно осі  $Oz$ ;  $\alpha$  – кут атаки ЛА;  $Y$  – проекція поверхневої сили на вісь  $y$  зв'язаної системи координат;  $I_z$  – момент інерції ЛА відносно осі  $Oz$ ;  $M_z$  – момент тангажа відносно осі  $Oz$ ;  $l = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  – число утримуваних форм власних коливань;  $M_l$  – узагальнена маса;  $Q_l$  – невідомі узагальнені сили, розраховуються для зв'язаної задачі аеропружності.

Змінна у часі аеродинамічна сила при вході в порив збуджує пружні коливання. Максимальне перевантаження на кінці та середині крила в залежності від тривалості пориву і запасу статичної стійкості ЛА зображено на рис. 1.

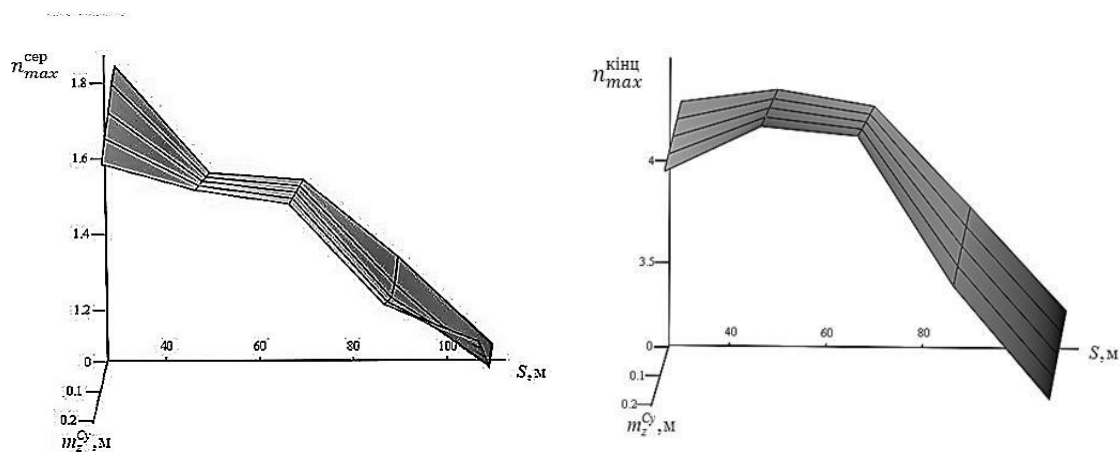


Рис. 1. Зміна максимального перевантаження на кінці та середині крила

**Висновки.** Розрахункові дані дозволяють визначити небезпечні місця в конструкції, оцінити частотний спектр навантаження та рівень змінних напружень. На основі гіпотези лінійного підсумовування пошкоджень з'являється можливість оперативної оцінки витрачання

ресурсу конструкції, а також проводити широкі параметричні дослідження щодо впливу дій льотного складу та умов експлуатації на навантаження літака.

Список використаних джерел:

1. Bisplinghoff, Raymond L. Aeroelasticity / Raymond L., Bisplinghoff, Holt Ashley, Robert L. Haffman, New York, 1955. – 860 p.
2. Онищенко В.М. Динамічна реакція та стійкість пошкодженої конструкції транспортного літака. Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун -та им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т". – Вып. 87. – Харьков, 2020. – С. 173...179.
3. Онищенко В.М. Математичне моделювання удару пружного літального апарата на посадці. Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун -та им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т". – Вып. 84. – Харьков, 2019. – С. 165...169.

**Онищенко Володимир Михайлович**, кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів, e-mail: vladimironisenko83@gmail.com, ORCID <https://orcid.org/0000-0002-6547-6646>, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна

**Яценко Володимир Жоржевич**, кандидат технічних наук, доцент, начальник кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів, e-mail: zhorzhevich71@ukr.net

ORCID <https://orcid.org/0000-0002-7806-8078>, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна

**Дерев'янка Анастасія Олександрівна**, курсант 241/1 навчальної групи інженерно авіаційного факультету, e-mail: dere8inko@gmail.com, ORCID <https://orcid.org/0009-0001-5981-2113>

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна

**Volodymyr Onishchenko**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Design and Strength of Aircraft and Engines, e-mail: vladimironisenko83@gmail.com, ORCID <https://orcid.org/0000-0002-6547-6646> Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv

**Volodymyr Yachenok**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor; head of the department of Design and Strength of Aircraft and Engines, e-mail: zhorzhevich71@ukr.net ORCID <https://orcid.org/0000-0002-7806-8078> Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv

**Anastasia Derevianko**, cadet 241/1 of the training group of the aviation engineering faculty, e-mail: dere8inko@gmail.com, ORCID <https://orcid.org/0009-0001-5981-2113>, Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv