

В.М. Онищенко, В.Ж. Яценюк

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

## **ВИКОРИСТАННЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ АЕРОПРУЖНОСТІ ТА БОРТОВИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ ДЛЯ ОЦІНКИ НАВАНТАЖЕННЯ ПЛАНЕРА ПОВІТРЯНОГО СУДНА І РЕСУРСУ КОНСТРУКЦІЇ**

*В статті показано розвиток напрямку, орієнтованого на створення і випереджувальне функціонування математичних моделей (ММ) аеропружності повітряного судна (ПС) – їх математичних дублерів для оцінки навантаження конструкції, напружено-деформованого стану силових елементів, міцності і витрати ресурсу планера в польоті з використанням даних бортових реєстраторів та вбудованих в силову систему конструкції датчиків (сенсорів). ММ аеропружності побудовані на основі “повних” і спрощених розрахункових моделей та дозволяють в реальному часі проводити числові розрахунки щодо функціонування і навантаження ПС.*

**Ключові слова:** *математичні моделі аеропружності, навантаження конструкції, перевантаження, пружні коливання, напружено-деформований стан, силові елементи, міцність, ресурс, планер, датчики.*

### **Вступ**

Для підтримання заданого рівня надійності та боеготовності авіаційної техніки (АТ) в процесі її експлуатації одним із 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 різних етапах польоту літак піддається різного роду змінним навантаженням.

Дані щодо навантаження конструкції необхідні для визначення критичних місць в конструкції, які небезпечні з позицій утворення та розвитку багатоосередкового пошкодження, для внесення змін в роботу активних систем управління з метою зменшення навантаження планера та темпу витрати ресурсу ПС, а також для розробки методології інспектування парку повітряних суден і надійного визначення дефектів в критичних місцях конструкції та обґрунтування інтервалів у оглядах.

На прикладі військово-транспортного та безпілотного літального апарату (БпЛА) наводяться результати застосування ММ аеропружності і чисельного розрахунку на електронно-обчислюваних (ЕОМ) навантаження пружної конструкції.

**Постановка завдання.** Створення та випереджальне функціонування ММ аеропружності ПС для оцінки навантаження і напружено-деформованого стану конструкції з використанням

даних бортових реєстраторів та вбудованих в силову систему конструкції датчиків (сенсорів). Визначення спектру навантаження основних силових елементів планера, а також обчислення та індивідуального обліку витрачання ресурсу конструкції ПС.

**Мета статті** – навести основні рівняння аеропружності, що використовуються для побудови ММ навантаження пружного літака та привести дані моделювання навантаження конструкції в різних умовах експлуатації – при дії атмосферної турбулентності, при пошкодженнях конструкції та виникненні динамічної нестійкості конструкції типу флатера, а також навантаження конструкції при посадці з метою визначення історії експлуатаційного навантаження в режимі “on-line” і прогнозування остаточного ресурсу ПС.

**Аналіз останніх досліджень та публікацій.** Аналіз досліджень показує, що визначення історії експлуатаційного навантаження в режимі “on-line” і прогнозування остаточного ресурсу, дозволяє прийняти рішення щодо стратегії технічного обслуговування (ТО) та перейти до експлуатації конкретного екземпляру ПС за фактичним технічним станом (ТС). При подальшому співставленні результатів моделювання та розрахунку пошкодження з діагностичними даними оцінюється ТС об’єкта контролю.

Підкреслимо, що дані про стан об’єкту і дані щодо історії навантаження тісно пов’язані і взаємно залежні та доповнюють одне одне. Такі комплексні

інтелектуальні системи моніторингу життєвого циклу ПС відносяться до бортових систем безперервного контролю ТС – системи Structural Health Monitoring (SHM).

Відзначимо актуальність такого підходу в процесі проектування, сертифікації та експлуатації ПС в силу тривалості та трудомісткості наземних ресурсних випробувань і обмежених можливостей експериментальних установок і льотного експерименту. Особливу актуальність цьому додає збільшення парку повітряних суден з великим терміном експлуатації та наявністю деградаційних процесів, пов'язаних з утомою конструкції.

Бортові реєстратори та вбудовані в силову систему конструкції датчики (сенсори) реєструють як процес функціонування у часі ПС – відхилення рульових поверхонь, зміну режимів роботи силової установки, компонентів перевантаження ПС у часі, кінематичних параметрів руху (швидкостей та прискорень), так і параметри напружено-деформованого стану окремих силових елементів планера – їх деформації, прискорення тощо.

#### **Виклад основного матеріалу**

Дані розрахункових методів про режими навантаження ПС дають важливу інформацію щодо технічного стану (ТС) конструкції. З'являється можливість ідентифікувати історію навантаження об'єкту контролю і ступінь накопичених в ньому пошкоджень.

Бортові обчислювальні машини виробляють сигнали управління на основі інформації про задану програму польоту і реальну. Відбувається збір даних щодо параметрів технічної системи: обчислення польотної маси та моментів інерції ПС, витрати та розподілу по бакам палива, розміщення вантажів та озброєння, визначення етапу польоту (руління, злет, набір висоти, політ за маршрутом, зниження, приземлення) і т. ін. Паралельно, у реальному часі, з використанням даних датчиків про перевантаження ПС, кінематичних параметрів руху та вбудованих в силову систему конструкцій датчиків перевантажень пружної конструкції та її деформації (лічильників ресурсу) відбувається реєстрація, ідентифікація та коригування величини і розподілу поверхневих сил, що діють на ПС. Чисельне моделювання рівнянь аеропружності ПС дозволяє детально визначити у реальному часі розрахункові параметри руху ПС, його напружено-деформований стан та темп витрачання ресурсу силових елементів.

Лічильники ресурсу встановлюються на борту в критичних зонах конструкції. Для визначення критичних зон використовуються експериментальні дані та результати розрахункової моделі аеропружності. Наземне обладнання обробляє

інформацію штатних бортових реєстраторів, яка порівнюється з результатами моделювання. Результати чисельного моделювання доповнюють дані об'єктивного контролю і дають більш детальний аналіз щодо навантаження ПС та витрачання ресурсу.

Розрахунковий аналіз дозволяє проводити широкі параметричні дослідження і аналізувати закономірності та особливості навантаження пружного літального апарата. З'являється можливість коригування роботи активної системи управління літаком з метою зменшення навантаження та коливань конструкції.

Умовою застосування цього методу є сформовані математичні моделі функціонування ЛА і наявність інформації щодо літального апарата – його масово-інерційних, аеродинамічних характеристик та характеристик жорсткості.

Математичні моделі аеропружності ПС, як показує досвід їх використання, дозволяють достатньо точно описати динаміку руху конструкції, її деформування та навантаження. Вона базується на нестационарній аеродинаміці та динаміці польоту, автоматичі та теорії систем управління, будівельної механіки ЛА та теорії пружності. Тому цю проблему природно називати аероавтопружністю. Всі завдання аеродинаміки, динаміки польоту, теорії пружності та управління необхідно вирішувати спільно, послідовно у часі, визначаючи навантаження, переміщення апарату, його деформацію та відхилення поверхонь керування.

Управління просторовим рухом ПС та зниження пружних коливань його частин слід розглядати на початковому етапі, коли кінематичні параметри збуреного руху та деформації ПС ще малі. В цьому разі проблему аероавтопружності можна вивчати в лінійній постановці. Це особливо істотно щодо аеродинамічних характеристик ПС. Лінеаризація аеродинамічних характеристик допустима, якщо місцеві кути атаки та ковзання на літальному апараті малі. Деформація конструкції призводить до вимоги, щоб лінійні переміщення на крилі були малі порівняно з хордою, а на фюзеляжі – порівняно з його довжиною. У той самий час треба враховувати низку нелінійностей, які пов'язані, наприклад, з роботою амортизації шасі при злеті-посадці.

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 косиметричними формами вільних коливань

конструкції. Пружні переміщення конструкції шукаємо у вигляді розкладання за відомими координатними векторними функціями  $\overset{\circ}{j}_i(x, y, z)$

$$D^r(x, y, z, t) = \overset{\circ}{a} \int_{i=1}^N \overset{\circ}{j}_i(x, y, z) q_i(t),$$

де  $q_i(t)$  – так звані узагальнені координати, невідомі безрозмірні функції часу. В якості векторних функцій  $\overset{\circ}{j}_i(x, y, z)$  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  $\overset{\circ}{j}_i(x, y, z)$  і визначає кількість ступенів свободи пружного деформування ПС.

Рішення лінійних задач аеропружності ЛА за допомогою пакету прикладних програм на ЕОМ передбачає розробку і впровадження надійних методів контролю проміжних (за допомогою модулів з аеродинаміки і пружності) і остаточних результатів математичного моделювання.

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. Стиги балок можуть бути як абсолютно жорсткими, так і пружними, що характеризуються матрицями піддатливості. Балки мають розподілені інерційні властивості – погонні маси і моменти інерції. За осьову лінію балки вибираємо геометричні місця центрів жорсткості поперечних перерізів. Задаємо жорсткість на кручення  $GI_p$  і на згинання  $EI$  (у вертикальній площині).

Будь-який переріз балки переміщується як жорстке ціле, тому достатньо в перерізі  $z$  задати його вертикальне переміщення  $y(z, t)$  і кут повороту  $J(z, t)$ . 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:

$$y(z, t) = \overset{\circ}{a} \int_{i=1}^N f_i(z) q_i(t); \quad J(z, t) = \overset{\circ}{a} \int_{j=1}^N j_j(z) q_j(t),$$

де  $N$  – число тонів власних коливань, що утримуються.

Наведемо результати математичного моделювання та числового розрахунку

навантаження ПС для деяких важких випадків в процесі експлуатації літака.

*Дія атмосферної турбулентності.*

Вивчення навантаження, деформування та руху 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 поздовжнього 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 пружного деформування та коливань конструкції записані на основі розкладання руху за власними функціями:

$$MU_0(W_z - \overset{\circ}{a}) = Y,$$

$$I_z W_z = M_z,$$

$$M_i(\overset{\circ}{\phi}_i + 2K_i W_i \overset{\circ}{\phi}_i + W_i^2 q_i) = Q_i,$$

де  $M$  – маса ЛА;  $W_z$  – проекція вектору абсолютної кутової швидкості відносно осі  $Oz$ ;  $\overset{\circ}{a}$  – 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 тангажу відносно осі  $Oz$ ;  $i=1, 2, \dots, N$ ,  $N$  – число утримуваних форм власних коливань;  $M_i$  – узагальнена маса;  $q_i$  – невідомі узагальнені координати;  $K_i$  – коефіцієнти конструкційного демпфірування;  $W_i$  – частоти власних коливань;  $Q_i$  – узагальнені сили, розраховуються для зв'язаної задачі аеропружності.

Узагальнена маса визначається шляхом інтегрування по всьому об'єму  $V$  ЛА

$$M_i = \int_V \overset{\circ}{\rho} \overset{\circ}{j}_i(x, y, z) m \overset{\circ}{\phi}_i(x, y, z) \overset{\circ}{j}_i(x, y, z) dV,$$

де  $\overset{\circ}{j}_i(x, y, z)$  – форми коливань пружного ЛА;  $m$  – масова густина. Узагальнена сила обчислюється шляхом інтегрування по всій поверхні  $S$  ЛА відповідно до співвідношення

$$P_i = \int_S \overset{\circ}{\rho} \overset{\circ}{j}_i(x, y, z) \overset{\circ}{D} p(x, y, z) dS,$$

де  $\overset{\circ}{D} p$  – збурююче аеродинамічне навантаження.

Динамічні характеристики вільного ЛА зображені на рис. 1. Показані перші чотири тони пружних коливань та відповідні частоти коливань в Герцах. Форми та частоти вільних коливань визначені для балкової схематизації конструкції як системи перехресних балок.

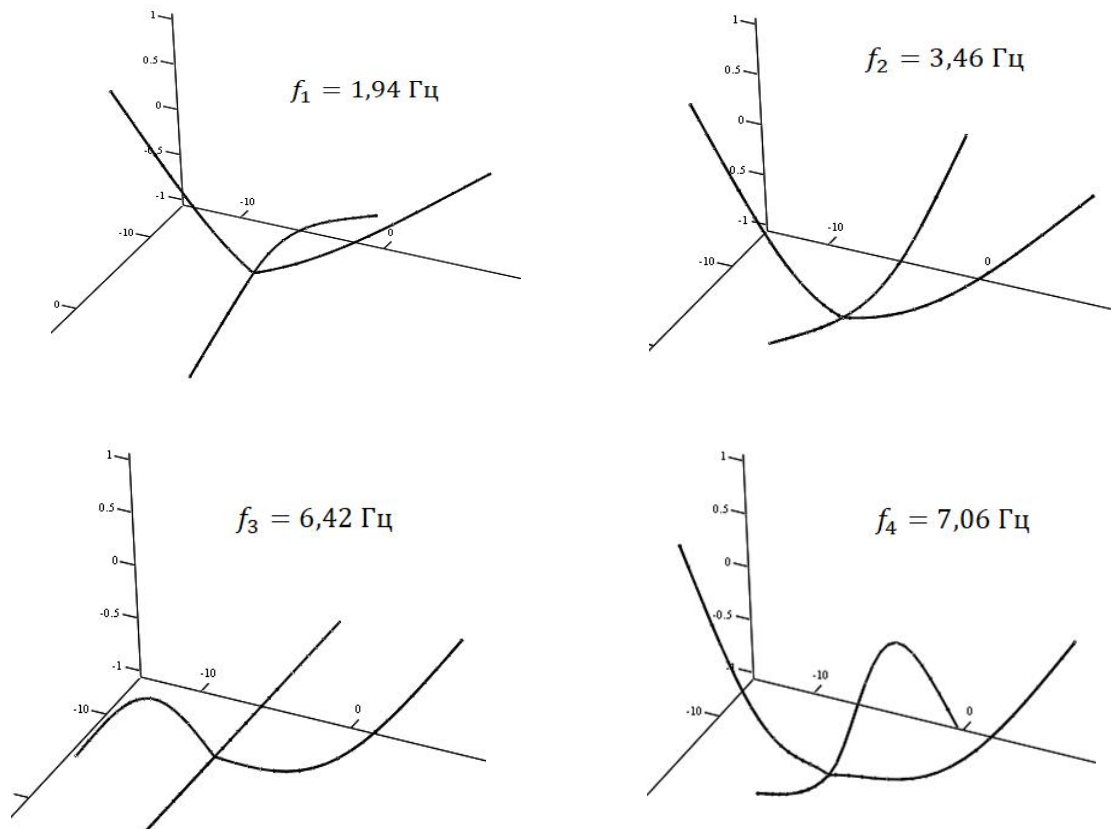


Рис. 1. Динамічні характеристики вільного ЛА.  
Джерело: розроблено авторами.

При дії вертикального пориву на ЛА в процесі короткоперіодичного руху змінюються кути атаки, тангажу і нахилу траєкторії як показано на рис. 2. Як видно, статично стійкий літак здійснює

затухаючі коливання як тверде тіло з частотою 0.55 Гц. Під час дії пориву вважаємо, що льотчик не втручається в управління.

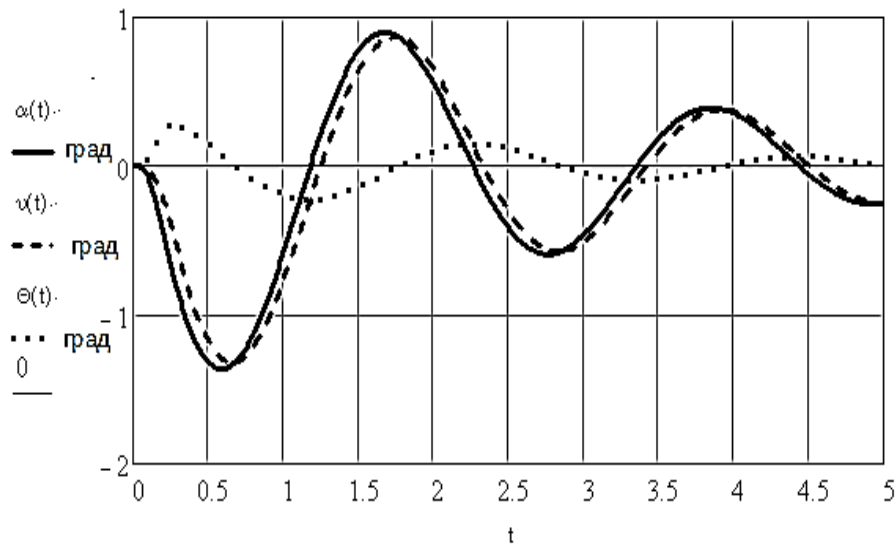


Рис. 2. Зміна кутів атаки, тангажу і нахилу траєкторії ПС.  
Джерело: розроблено авторами.

Змінна у часі аеродинамічна сила збуджує пружні коливання. Максимальне перевантаження на кінці та середині крила, в залежності від

тривалості пориву і запасу статичної стійкості ЛА, зображено на рис. 3.

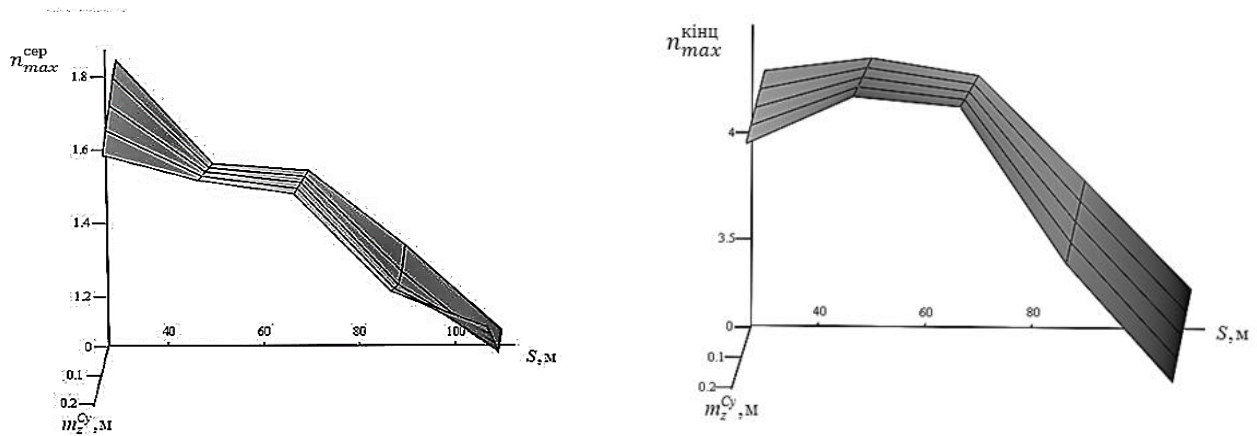


Рис. 3. Зміна максимального перевантаження на кінці та середині крила.

Джерело: розроблено авторами.

На рис. 4 приведена зміна першої узагальненої координати пошкодженої конструкції.

Внаслідок початкового збурення від пориву, після перехідного процесу, має місце швидке

зростання коливань крила. Аеродинамічні сили і сили інерції в процесі коливань мають період  $T = 0,425$  с, вони періодично закручують крило, а це викликає додаткове надходження енергії в систему.

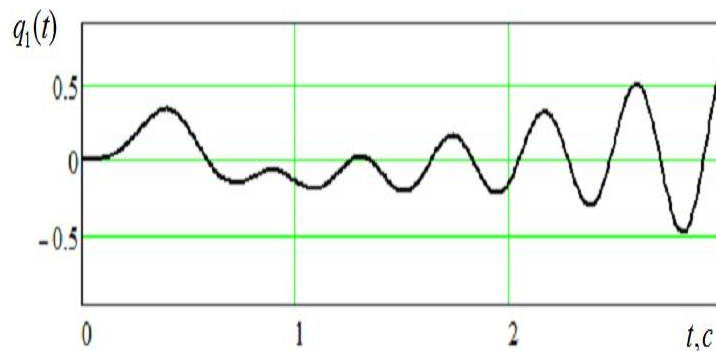


Рис. 4. Зміна першої узагальненої координати пошкодженої конструкції

Джерело: розроблено авторами.

#### Навантаження легкого літака на посадці.

Посадка ЛА є одним із відповідальних і небезпечних етапів польоту. За частки секунди сили при ударі сягають значних величин, в елементах планера і шасі від цих сил діють значні прискорення, в конструкції ЛА збуджуються механічні коливання.

Визначення динамічної реакції ЛА і навантаження пружної конструкції при посадці відноситься до актуальної задачі аеропружності. Динамічні навантаження в деяких випадках настільки важкі для конструкції, що необхідно вживати заходів щодо їх зниження. Вібrazio негативно впливають на роботу обладнання.

Внаслідок складності задання динамічних навантажень теоретичним шляхом на практиці все частіше звертаються до математичного моделювання посадки на ЕОМ.

Основними поверхневими силами, які діють на літак, є сили від стояків шасі. Узагальнена робота визначається від дії реакцій кожного  $j$ -го

амортизатора (сили  $P_{y_j}$  і моменту  $M_{z_j}$ ), погонних аеродинамічних сил і моментів і складає

$$Q_{\kappa} = \int_0^{l_0} \dot{f}_{\kappa}(z) q_{nнов}(z) dz + \dot{a}_j P_{y_j} f_{\kappa ш_j}(z_{jш}) + \int_0^{l_0} \dot{j}_{\kappa}(z) m_{nнов}(z) dz + \dot{a}_j M_{z_j} j_{\kappa}(z_{jш}).$$

Сили  $P_{y_j}$  і моменти  $M_{z_j}$ , що діють з боку амортизаторів шасі, розраховуються з урахуванням кінематичних параметрів руху ЛА і роботи амортизації шасі.

Розглянемо безпілотний легкий літак (БнЛА), на якому встановлене триопорне шасі з носовим колесом. На основному стояку шасі використовується ресора, однорідне крило має постійну вздовж розмаху погонну масу і жорсткість на згинання. Літак здійснює посадку на основні стояки шасі (розглядається випадок  $E_{ш}^e$ , удар симетричний).

Сумісно вирішується система диференціальних рівнянь пружних коливань конструкції, рівняння руху центру мас літака і деформування ресор шасі.

Деформацію ЛА розкладаємо за симетричними формами вільних коливань конструкції

(утримуються п'ять нижчих тонів згинальних коливань). На рис. 5 показано зміну першої та другої узагальнених координат, пов'язаних зі згинанням крил.

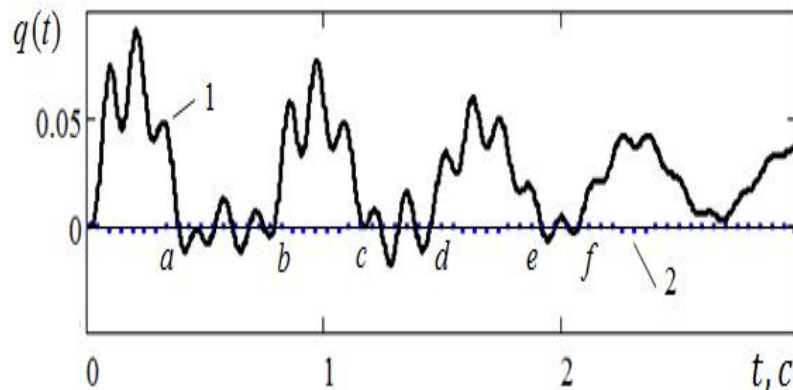


Рис. 5. Зміна першої та другої узагальнених координат  
Джерело: розроблено авторами.

### Висновки

Таким чином, на основі створених ММ аеропружності та числового експерименту на ЕОМ отримані важливі дані щодо навантаження літаків в важких умовах експлуатації. 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.

ММ аеропружності можуть бути побудовані на основі "повних" і спрощених розрахункових моделей і дозволяють в реальному часі проводити числові розрахунки щодо функціонування та навантаження ПС. Для підвищення достовірності розрахункових даних важливим є постійне уточнення величини і розподілу зовнішніх сил з використанням даних бортових реєстраторів та лічильників ресурсу і ММ аеропружності.

Особливу актуальність цьому додає збільшення парку повітряних суден з великим терміном експлуатації та наявністю деградаційних процесів, пов'язаних з утомою конструкції.

### Список літератури

1. Белоцерковский С.М. Введение в аэроавтотупругость. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 384 с.
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. 85. – Харьков, 2020. – С. 165–169.
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.

*Надійшла до редколегії 15.11.2022*

*Схвалена до друку 12.12.2022*

**Відомості про авторів:**

**Онищенко Володимир Михайлович**

кандидат технічних наук  
доцент  
доцент кафедри Харківського національного  
університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,  
Харків, Україна  
<https://orcid.org/0000-0002-6547-6646>

**Яшенюк Володимир Жоржевич**

кандидат технічних наук  
доцент  
начальник кафедри Харківського національного  
університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,  
Харків, Україна  
<https://orcid.org/0000-0002-7806-8078>

**Information about the authors:**

**Volodymyr Onishchenko**

Candidate of Technical Sciences  
Associate Professor  
Associate Professor of the Department of Ivan Kozhedub  
Kharkiv National Air Force University,  
Kharkiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0002-6547-6646>

**Vladimir Yachenok**

Candidate of Technical Sciences  
Associate Professor  
Head of the Department of Ivan Kozhedub  
Kharkiv National Air Force University,  
Kharkiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0002-7806-8078>

**USE OF MATHEMATICAL MODELS OF AERO ELASTICITY  
AND ON-BOARD INFORMATION SYSTEMS FOR LOAD ASSESSMENT  
AIRCRAFT GLIDER AND STRUCTURE RESOURCE**

*V. Onishchenko, V. Yachenok*

*The article shows the development of a direction focused on the creation and anticipatory functioning of mathematical models (MM) of aircraft aeroelasticity - their mathematical backups for estimating the load of the structure, the stress-deformed state of the power elements, the strength and resource consumption of the airframe in flight using the data of on-board recorders and built-in sensors (sensors) built into the power system. MM aeroelasticity are built on the basis of "full" and simplified calculation models and allow to carry out numerical calculations regarding the operation and load of the aircraft in real time.*

*In the process of flight and technical operation of aviation equipment (AT), it is important to quickly determine the load spectrum of the main power elements of the glider, as well as to calculate and individual accounting of the resource consumption of the aircraft structure (aircraft). At different stages of the flight, the aircraft is subjected to various types of variable loads. This is the action of the turbulent atmosphere, which causes disturbed movement and dangerous oscillations of the structure, the occurrence of large dynamic loads during landing, etc.*

*Data on the load of the structure are necessary to determine critical places in the structure that are dangerous from the point of view of the formation and development of multi-focal damage, to make changes in the operation of active control systems with the aim of reducing the airframe load and the rate of aircraft resource consumption, as well as for development of the methodology for inspecting the fleet of aircraft and reliable identification of defects in critical areas of the structure and substantiation of inspection intervals.*

*Using the example of military transport and light aircraft, the results of the application of the MM of aeroelasticity and the numerical calculation of the load of the elastic structure on a computer are given.*

*Keywords: mathematical models of aeroelasticity, structure loading, overloading, elastic oscillations, stressed-deformed state, power elements, strength, resource, glider, sensors.*