

DOI 10.33099/2786-7714-2024-2-7-18-23

УДК 629.735.45.023:534.242

Онищенко Володимир Михайлович (кандидат технічних наук, доцент)

<https://orcid.org/0000-0002-6547-6646>

Спіркін Євген Вікторович (кандидат технічних наук)

<https://orcid.org/0000-0003-2924-0545>

Яшенюк Володимир Жоржевич (кандидат технічних наук, доцент)

<https://orcid.org/0000-0002-7806-8078>

Отрешко Наталія Миколаївна

<https://orcid.org/0000-0003-0677-3090>

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

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАВАНТАЖЕННЯ ПРУЖНОГО БПЛА НА ПОСАДЦІ

Проектування безпілотних літальних апаратів здійснюється на невелике значення максимального експлуатаційного перевантаження. Їх конструкція достатньо гнучка і характеризується складним розподілом жорсткостей силових елементів та наявністю великої кількості зосереджених мас. В процесі експлуатації безпілотних літальних апаратів літакового типу на ґрунтових аеродромах, при русі, злеті і посадці виникають значні деформації та коливання планера, які суттєво навантажують конструкцію, впливають на міцність, призводять до витрати ресурсу планера та впливають на роботу обладнання. Для безпілотних літальних апаратів актуальними є питання аеропружності та динамічного навантаження конструкції в процесі експлуатації. В статті показано застосування математичного моделювання на прикладі розрахунку динаміки удару і навантаження пружного безпілотного літального апарату на посадці. Метою статті є аналіз впливу пружності конструкції планера та її динамічних характеристик (форм та частот власних коливань) і параметрів амортизації на динаміку руху механічної системи та навантаження безпілотних літальних апаратів. Надано рекомендації для застосування розрахункового методу, сформовані математичні моделі функціонування пружного безпілотного літального апарату різного рівня складності. Ці рекомендації будуть корисні для конструкторів та операторів безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: математичне моделювання, аеропружність, динамічні характеристики, форми та частоти власних коливань, динамічне навантаження, пружний БПЛА, амортизація шасі.

Вступ

Посадка безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є одним із складних і небезпечних етапів польоту. Нерідко посадка виконується при складних метеоумовах, на непристосованих майданчиках, при відмовах і несправностях авіаційної техніки (відмові двигунів, системи керування літаком), при помилках оператора.

Під час грубої посадки за частки секунди сили при ударі сягають значних величин, в елементах планера і шасі від цих сил виникають значні прискорення, в конструкції збуджуються інтенсивні механічні коливання [1]. Ці динамічні навантаження здійснюють негативний вплив не тільки на елементи конструкції БПЛА, а і на обладнання, що знаходиться як на бору, так і те, що може підвішуватись на зовнішні вузли підвіски. Визначення динамічної реакції БПЛА і навантаження пружної конструкції при посадці відноситься до актуальної задачі динамічної аеропружності [2, 3]. Динамічні навантаження в деяких випадках настільки важкі для конструкції, що призводять до руйнувань і відмови обладнання.

В процесі експлуатації БПЛА слід розуміти

фізичні основи функціонування і навантаження конструкції БПЛА, знати основні чинники, що впливають на міцність конструкції. Внаслідок складності визначення динамічних навантажень теоретичним шляхом на практиці все частіше звертаються до математичного моделювання посадки на ЕОМ. Математичні моделі (ММ) динаміки удару і навантаження БПЛА при посадці дозволяють детально дослідити в реальному масштабі часу збурений рух БПЛА, проаналізувати перехідний процес динамічної реакції конструкції, провести широкі параметричні дослідження й запропонувати дієві заходи щодо зменшення рівня вібрації та змінних напружень у конструкції [4]. Ефективними конструктивними заходами є зміна масово-інерційних й жорсткісних характеристик конструкції та параметрів амортизації шасі.

Мета статті – проаналізувати вплив пружності конструкції планера та її динамічних характеристик (форм та частот власних коливань) і параметрів амортизації на динаміку руху механічної системи та навантаження БПЛА.

Матеріали та методи

Постановка завдання дослідження полягає в

тому щоб дослідити роботу амортизації шасі пружного БпЛА шляхом аналізу конструкції планера та його динамічних характеристик. На основі математичного моделювання на прикладі розрахунку динаміки удару і навантаження пружного безпілотного літального апарату на посадці згенерувати пропозиції оператору БпЛА.

На даний час при оцінюванні пружності конструкції планера та її динамічних характеристик застосовуються методики, які використовуються для оцінювання динамічних навантажень як окремих елементів конструкції так і конструкції в цілому при різних (критичних) варіантах навантаження [5–8]. У [5, 6] запропонована методика оцінювання величин навантаження що діють на повітряне судно в типовому польоті. У статті [8] запропоновано методику, яка дозволяє моделювати та проводити розрахунки навантажень під час ударів пружного повітряного судна на посадці. Розглянутий підхід не дозволяє достатньо повно розрахувати системи диференціальних рівнянь, що описують динаміку руху БпЛА, пружних коливань конструкції та деформування нелінійного шасі під час грубої посадки.

Результати

Створення розрахункової моделі аероупругості БпЛА для дослідження динамічних процесів при посадці передбачає синтез даних нестационарної аеродинаміки, теорії пружності і механічних коливань, а також рівнянь динаміки польоту і нелінійних співвідношень для деформування амортизації шасі.

Реакція поверхні аеродрому при посадці в основному визначає динаміку руху літального апарату (ЛА). Величина аеродинамічного навантаження при посадці значно менша у порівнянні з навантаженням у польоті. Просторовий рух БпЛА уявляється як рух центру мас БпЛА, його обертання навколо центру мас і пружних деформацій конструкції та деформування шасі. Переміщення і кути повороту БпЛА як твердого тіла вважаємо кінцевими, а пружні переміщення вважаємо досить малими. Інерційна система координат фіксована щодо Землі.

Важливим є адекватне моделювання взаємодії планера і шасі в процесі удару ЛА. Для цього проводиться декомпозиція системи і розглядаються сумісні диференціальні рівняння пружних коливань планера і динаміки стійок шасі.

Рівняння руху центру мас БпЛА і обертання навколо нього в процесі посадки ЛА мають вигляд:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}_a + \vec{R}_u + \vec{P} + \vec{G}, \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}, \quad (2)$$

де $\vec{R}_a, \vec{R}_u, \vec{P}, \vec{G}$ – головні вектори аеродинамічних сил, реакції поверхні аеродрому,

тяги двигунів та сили тяжіння;

\vec{K} – головний момент кількості руху “твердого” БпЛА;

\vec{M} – головний момент відносно центру мас зовнішніх сил.

Нестационарні аеродинамічні характеристики збуреного руху ЛА при посадці визначимо на основі гіпотези квазістационарності. Розрахунок обтікання ЛА будемо проводити у лінійній постановці. Вважаємо, що кути атаки та ковзання всього ЛА та місцеві кути атаки на поверхні, що викликані збуреним рухом і деформацією БпЛА, є малими.

Як розрахункову схему конструкції виберемо лінійну пружну модель. Skorистаємося найбільш поширеною балковою схематизацією конструкції. 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_ρ 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 $\vartheta(z, t)$. 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:

$$y(z, t) = \sum_{i=1}^N f_i(z) q_i(t), \quad (3)$$

$$\vartheta(z, t) = \sum_{j=1}^N \varphi_j(z) q_j(t), \quad (4)$$

де N – число тонів власних коливань, що утримуються.

Пружні коливання конструкції визначаються з системи N диференціальних рівнянь

$$\ddot{q} + 2\chi_k \omega_k \dot{q}_k + \omega_k^2 q_k = \frac{Q_k}{M_k}, \quad (5)$$

де M_k – узагальнена маса для k -ї координати ($k=1, 2, \dots, N$);

Q_k – узагальнена сила для k -ї координати;

ω_k – власна частота k -го тону;

χ_k – коефіцієнт конструкційного демпфірування.

На рис. 1 зображена дія поверхневих і зосереджених сил. Узагальнена робота для k -ї координати вздовж балок довжиною l_b від реакцій j -го амортизатора (сили P_{yj} і моменту M_{zj}), а також

погонних поверхневих (аеродинамічних) сил $q_{n\text{ пов}}(z)$ і моментів $m_{n\text{ пов}}(z)$ складає:

$$Q_K = \int_0^{l_0} f_K(z) q_{n\text{ пов}}(z) dz + \sum_j^0 P_{y_j} f_{\text{кш}_j}(z_{j\text{ш}}) + \int_0^{l_0} \varphi_K(z) m_{n\text{ пов}}(z) dz + \sum_j^0 M_{y_j} \varphi_K(z_{j\text{ш}}) \quad (6)$$

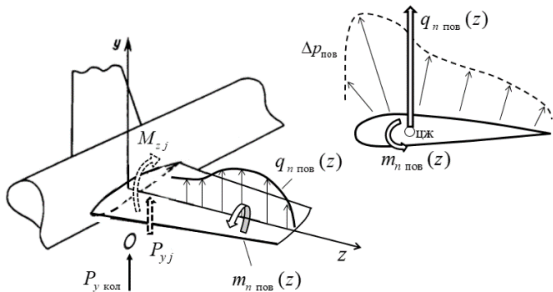


Рисунок 1. Дія поверхневих і зосереджених сил

Аеродинамічним навантаженням часто можна нехтувати, оскільки посадкові швидкості малі. Сили P_{y_j} і моменти M_{z_j} від амортизаторів шасі розраховуються з урахуванням кінематичних параметрів руху БПЛА і передаються на планер в точках кріплення стійок шасі.

Наведемо результати розрахунку на ЕОМ рівнянь аеропружності удару БПЛА на основні стійки шасі. Прийнято, що посадка здійснюється на основні стійки шасі, удар симетричний, літак збалансований за моментами (перевалювання ЛА на переднє колесо не розглядається).

Вихідні дані для БПЛА. Порівнюються дві злітні маси БПЛА: перший варіант – 445 кг (на крилі відсутнє озброєння); другий варіант – 548 кг (на крилі розміщене озброєння). Вертикальна швидкість приземлення БПЛА прийнята $V_y=2,32$ м/с. Жорсткість пневматика $C_{\text{пн}}=6,3 \cdot 10^4$ Н/м; жорсткість ресори шасі – $C_{\text{рес}}=2,34 \cdot 10^4$ Н/м.

На рис. 2 зображена розрахункова схема пружного БПЛА з шасі ресорного типу. Приведені перші два тони власних коливань вільного БПЛА та форми коливань шасі як двомасової системи.

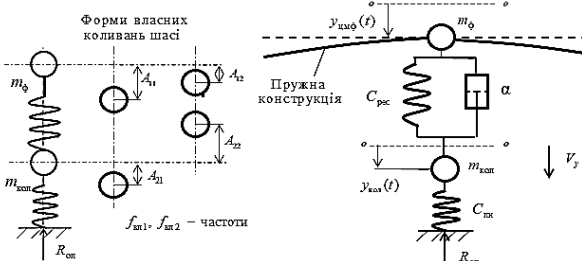


Рисунок 2. Розрахункова схема пружного БПЛА з шасі ресорного типу

Період власних коливань ЛА як одномасової системи на пружному шасі для першого варіанту складає $T_{\text{вл}1}=0,986$ с; для другого – $T_{\text{вл}2}=0,89$ с.

На рис. 3 зображені форми коливань двомасової системи «літак-колесо». Частоти коливань двох мас складають $f_{\text{вл}1}=1,018$ Гц; $f_{\text{вл}2}=8,56$ Гц. Маси при коливаннях за першою формою рухаються в один бік (пружні елементи стискаються), а за другою – в протилежних напрямках (верхня пружина стискається, а друга – розтягується). Форми коливань – ортогональні. Відзначимо великі переміщення коліс при коливаннях за другою формою. З урахуванням значення періодів власних коливань елементів шасі і часу удару ЛА слід очікувати реакцію конструкції в основному за першою формою. Другий тон коливань дає суттєву добавку на перехідних режимах – у момент удару ЛА і при відокремленні коліс від полоси.

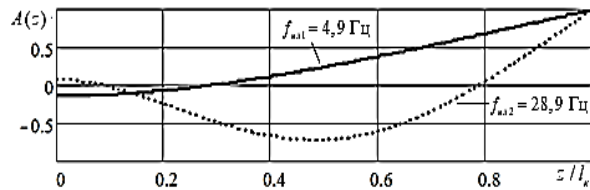


Рисунок 3. Форми коливань двомасової системи «літак-колесо»

Коефіцієнт конструкційного демпфірування для матеріалу планера прийнятий $\chi=0,03$. Коефіцієнт еквівалентного в'язкого тертя для ресори шасі становить $\alpha=2,5 \cdot 10^3$ Нс/м.

Частоти та форми власних згинальних коливань для вільного БПЛА отримані в [9] і становлять: для першого варіанту посадкової маси – $f_{\text{вл}1}=7,9$ Гц; $f_{\text{вл}2}=48,7$ Гц; $f_{\text{вл}3}=135,6$ Гц; $f_{\text{вл}4}=265,3$ Гц; для другого варіанту – $f_{\text{вл}1}=4,6$ Гц; $f_{\text{вл}2}=27,4$ Гц; $f_{\text{вл}3}=75,2$ Гц; $f_{\text{вл}4}=146,6$ Гц. Як видно, збільшення маси БПЛА при незмінних жорсткостях в системі приводить до зменшення частот вільних коливань.

На рис. 4 зображені три симетричні форми власних коливань конструкції БПЛА. В момент удару в основному збуджується перша форма коливань, оскільки час зростання реакції опори $R_{\text{оп}}$ сумірний з періодом $T_{\text{вл}1}=1/f_{\text{вл}1}=0,13$ с власних коливань БПЛА за першою формою. Треба відмітити, що при закріпленні платформи з обладнанням в вузлах коливань (точках А та В) остання буде майже нерухома в процесі динамічного навантаження.

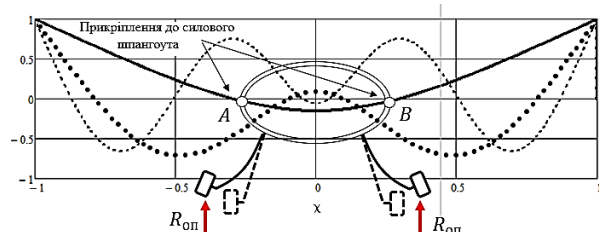


Рисунок 4. Симетричні форми власних коливань конструкції

При посадці збуджуються в основному згинальні коливання крила за першим тоном – з

частотою $f_1 = 7,95$ Гц (рис. 5). Видно, що перша узагальнена координата q_1 має також низькочастотну зміну, яка пов'язана з коливанням всього БПЛА на пружному шасі з частотою $f_0 = 0,986$ Гц. Узагальнені координати q_2, q_3 і q_4 значно менші за величиною і вносять малий вплив в деформування і навантаження БПЛА.

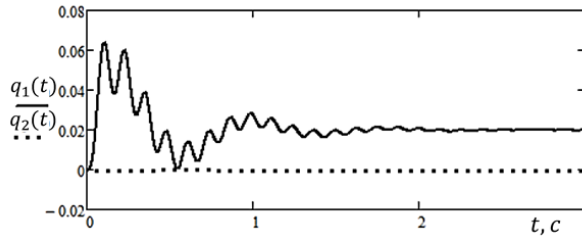
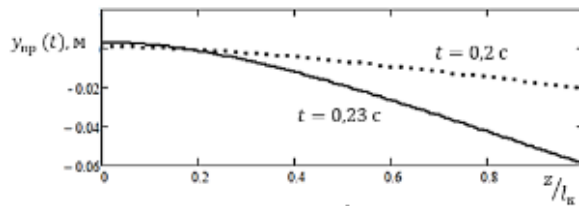
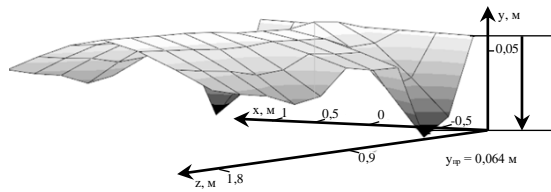


Рисунок 5. Зміна першої і другої узагальнених координат

Зміна форми крила з часом вздовж розмаху z/l_k показана на рис. 6 а). З рис. 6 б) видно, що максимальне відхилення кінця крила $U_{кр макс} = 0,064$ м має місце при максимальному обтисненні амортизації шасі (пневматика та ресори) в момент часу $t=0,2$ с.



а)



б)

Рисунок 6. Пружне деформування крила після удару

Пружне переміщення точки кріплення крила до силового шпангоута фюзеляжу приведені на рис. 7.

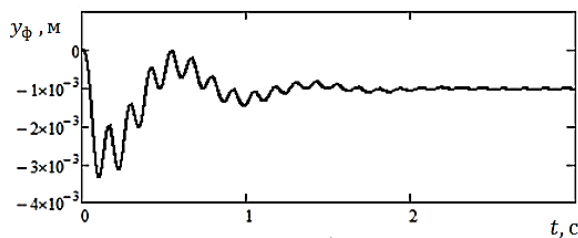


Рисунок 7. Пружне переміщення точки кріплення крила до силового шпангоута

Як видно з рис. 7 деформування та коливання крила мало впливає на роботу амортизатора та

пневматика, оскільки переміщення силового шпангоута і зв'язаного з ним циліндру амортизатора складає всього декілька міліметрів.

Прискорення різних частин БПЛА (кінця крила, колеса та силового шпангоута фюзеляжу) приведені на рис. 8. Як, видно, характер їх руху суттєво відрізняється. Максимальні прискорення на початку удару сягають (3 ... 5) g і за (1 ... 2) с зникають внаслідок дії сил тертя в конструкції.

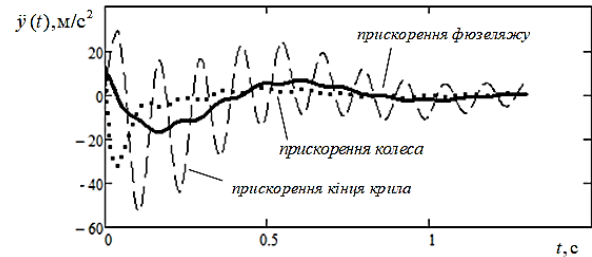


Рисунок 8. Прискорення різних частин БПЛА

Найбільш навантаженими є консолі крила – поверхні великого подовження.

Вертикальне перевантаження БПЛА сягає двох – трьох одиниць (рис. 9). Крива 2 показує перевантаження, яке розраховано без урахування пружності конструкції, а крива 1 – з урахуванням.

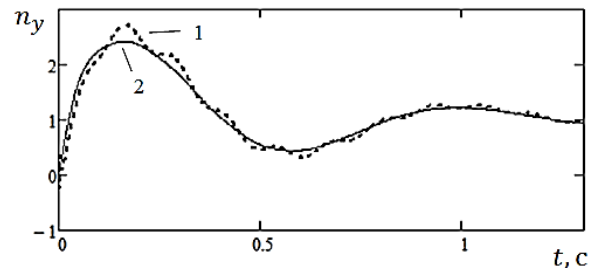


Рисунок 9. Вертикальне перевантаження БПЛА

Зміна першої узагальненої координати для двох схем розподілу мас на крилі приведена на рис. 10. Крива 1 – на крилі відсутнє озброєння; крива 2 – озброєння є. Динамічна реакція (переміщення, зусилля) навантаженого БПЛА збільшилася майже в три рази.

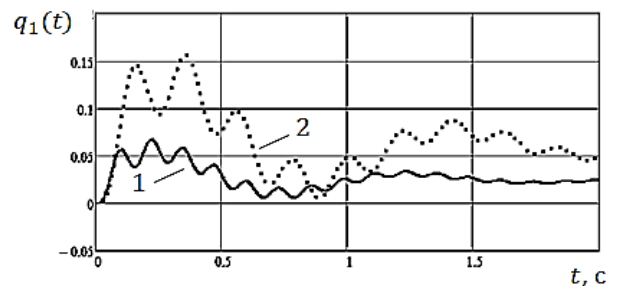


Рисунок 10. Зміна першої узагальненої координати для двох схем розміщення мас на крилі БПЛА

Діаграма роботи амортизації шасі для двох схем розміщення мас на крилі представлена на рис. 11

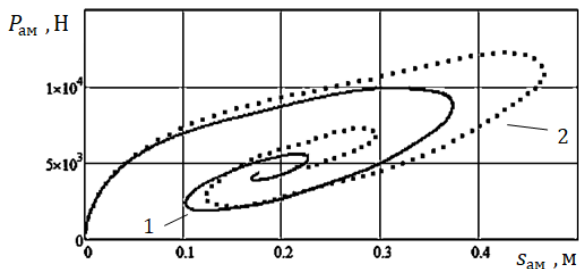


Рисунок 11. Діаграма роботи амортизації шасі для двох схем розміщення мас на крилі

Сили, що діють на шасі, при більшій масі БпЛА суттєво зростають.

Обговорення

Аналіз роботи механічної системи проведений на основі рішення системи рівнянь, що описують динаміку руху БпЛА, пружних коливань конструкції та деформування нелінійного шасі. Деформація конструкції розкладається за власними функціями, що відображають пружні властивості конструкції в інтегральному сенсі [10]. Пружні коливання і деформацію БпЛА розраховано на основі методу заданих форм. Деформацію БпЛА розкладено за симетричними та косиметричними формами вільних коливань конструкції. Враховується конструкційне демпфірування при коливаннях планера. Конструкція шасі уявляється як система мас і складається з пружних балок, жорстких важелів, шарнірів, амортизаторів та коліс. Розглядається модель ресорного амортизатора. Враховується демпфірування в шасі (ресорі) шляхом введення еквівалентного в'язкого тертя.

Висновки

Аналіз впливу пружності конструкції планера та її динамічних характеристик і параметрів амортизації на динаміку руху механічної системи та навантаження БпЛА показав, що в процесі експлуатації БпЛА на ґрунтових аеродромах, при русі, злеті і посадці і складних метеоумовах, при відмовах авіаційної техніки, при помилках оператора виникають значні динамічні навантаження конструкції, які суттєво впливають

на міцність БпЛА та впливають на роботу обладнання. Використання ММ задач аеропружності та розрахунок на ЕОМ процесу функціонування БпЛА дозволяє оперативно і в короткі терміни отримати важливу для експлуатації та прийняття відповідних рішень інформацію.

Список використаних джерел

1. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. "Конструкція літальних апаратів", К.: Вища освіта, 2001. – 383 с
2. Снисаренко Т.В., Чубань В.Д. Математическое моделирование динамических нагрузок при взлете и посадке упругого самолета [Текст] / Т.В. Снисаренко, В.Д. Чубань. // Ученые записки ЦАГИ, том XXXIX, №3 – М.: 2008. – 14 с.
3. Spieck M.: Ground dynamics of flexible aircraft in consideration of aerodynamic effects. Hochschulschrift Technische University München, Germany, 2004.
4. Публікація співавтора статті.
5. Бойко Т. С. Методика теоретической оценки интегральной повторяемости перегрузок, действующих на самолет в типовом полете / Т. С. Бойко // Авиационно-космическая техника и технология. - 2019. - № 3. - С. 35-41.
6. Ali, D. Development of fatigue loading spectra from flight test data [Electronic resource] / Dilawar Ali, Amer Shahzad, Tanveer A Khan // Procedia Structural Integrity. – 2016. – Vol. 2. – P. 3296 – 3304. – Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321616304309>. – 15.05.2019. DOI: 10.1016/j.prostr.2016.06.411.
7. ОСТ 1 02514-84. Модель турбулентности атмосферы [Текст]. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
8. Онищенко В.М. Математичне моделювання удару пружного літального апарата на посадці: сб. 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.
9. Онищенко В.М. Вільні та вимушені коливання конструкції літального апарата з декількома степенями вільності [Текст] : навч. посіб. / В. М. Онищенко. – Харків: ХАИ, 2019. – 184 с.
10. Будівельна механіка авіаційних конструкцій. Частина 2. Розрахунок тонкостінних стрижнів. навч. посібник / О.Г.Дібір. – Харків: Нац. аеросм. ун-т ім. Н.Є. Жуковського "Харків. авиац. ін-т", 2019. – 280 с.

Volodymyr Onishchenko (Candidate of Technical Sciences, Associate Professor)

<https://orcid.org/0000-0002-6547-6646>

Yevhen Spirkin (Candidate of Technical Sciences)

<https://orcid.org/0000-0003-2924-0545>

Volodymyr Yashchenok (Candidate of Technical Sciences Associate Professor)

<https://orcid.org/0000-0002-7806-8078>

Natalya Otreshko

<https://orcid.org/0000-0003-0677-3090>

Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University, Kharkiv, Ukraine

MATHEMATICAL MODELING OF THE LOAD FLEXIBLE UAV ON LANDING

The design of unmanned aerial vehicles (UAVs) is carried out for a small value of the maximum operational overload. Their design is sufficiently flexible and is characterized by a complex distribution of stiffnesses of power elements and the presence of a large number of concentrated masses. During the operation of the aircraft on the ground airfields, during movement, take-off and landing, significant deformations and vibrations of the airframe occur, which significantly load the structure, affect the strength, lead to the consumption of the airframe resource and affect the operation of the equipment. For UAVs, issues of aeroelasticity and dynamic load of the structure during operation are relevant. The article shows the application of mathematical modeling on the example of calculating the impact dynamics and loading of an elastic UAV during landing. The goal was to analyze the influence of the elasticity of the airframe structure and its dynamic characteristics (shapes and frequencies of natural oscillations) and damping parameters on the dynamics of the movement of the mechanical system and the load of the UAV. Recommendations for the application of the calculation method are given, and mathematical models of the functioning of elastic UAVs of various levels of complexity are formed. These guidelines will be useful for designers and operators of unmanned aerial vehicles.

Keywords: mathematical modeling, aeroelasticity, dynamic characteristics, forms and frequencies of self-oscillations, dynamic load, elastic UAV, chassis damping.

References

1. Boyko A.P., Mamiyuk O.V., Tereschenko Yu.M. "Konstruktsiya litalnih aparativ", K.: Vischa osvita, 2001. – 383 p.
2. Snisarenko T.V., Chuban V.D. Matematicheskoe modelirovanie dinamicheskikh nagruzok pri vzlete i posadke uprugogo samoleta [Tekst] / T.V. Snisarenko, V.D. Chuban. // Uchenyie zapiski TSAGI, tom XXXIX, №3 – M. : 2008. – 14 s.
3. Spieck M.: Ground dynamics of flexible aircraft in consideration of aerodynamic effects. Hochschulschrift Technische University München, Germany, 2004.
4. Article co-author publication.
5. Boyko T. S. Metodika teoreticheskoy otsenki integralnoy povtoryaemosti peregruzok, deystvuyuschih na samolet v tipovom polete / T. S. Boyko // Aviatsionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya. - 2019. - № 3. - S. 35-41.
6. Ali, D. Development of fatigue loading spectra from flight test data [Electronic resource] / Dilawar Ali, Amer Shahzad, Tanveer A Khan // Procedia Structural Integrity. – 2016. – Vol. 2. – P. 3296 – 3304. – Access mode: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2452321616304309>. – 15.05.2019. DOI: 10.1016/j.prostr.2016.06.411.
7. OST 1 02514–84. Model turbulentsnosti atmosfery [Tekst]. – Vved. 01.01.1986. – 13 p.
8. Onishchenko V.M. Matematichne modelyuvannya udaru pruzhnogo litalnogo aparata na posadki: sb. Otkrytyie informatsionnyie i kompyuternyye tehnologii: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un -ta im. N. E. Zhukovskogo "Harkov. aviats. in-t". – Vyip. 84. – Harkov, 2019. – P. 165-169.
9. Onishchenko V.M. Vilni ta vimusheni kolivannya konstruktsiyi litalnogo aparata z dekilкома stepenyami vilnosti [Tekst] : navch. posib. / V. M. Onishchenko. – Harkiv: HAI, 2019. – 184 p.
10. Budivselna mehanika aviatsiy nih konstruktsiy. Chastina 2. Rozrahunok tonkostinnih strizhniv. navch. posibnik / O.G.Dibir. – Harkiv: Nats. aerokosm. un-t Im. N.E. Zhukovskogo "Harkiv. aviats. In-t", 2019. – 280 p.